

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

3/2011



MINISTERIO DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO
3/2011



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-11-133-5

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63 E-mail: ciaiac@fomento.es C/ Fruela, 6
Fax: +34 91 463 55 35 http://www.ciaiac.es 28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Boletín es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.° 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Boletín para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

http://www.ciaiac.es

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
A	Amperio(s)
A-h	Amperio-hora
AESA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
AIP	Publicación de información aeronáutica
ALT	Altitud de vuelo
ALT	Luz de aviso del alternador inoperativo
ARM	Posición de reserva *(standby)*
ARP	Punto de referencia del aeropuerto
ATPL	Licencia de piloto de línea de transporte aéreo
ATZ	Zona de tránsito de aéreo
CAMO+	Continuous Airworthiness Management Organizations
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CTR	Zona de control aéreo
CV	Caballo(s) de vapor
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EASA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
ELT	«Emergency Locator Transmitter» (Baliza de emergencia)
FAA	Federal Aviation Administration (Agencia Federal de Aviación de EE.UU.)
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
ft	Pie(s)
GEML	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Melilla
GPS	«Global Positioning System» (Sistema de posicionamiento global)
h	Hora(s)
HV	Horas de vuelo
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
JAR	«Joint Airworthiness Regulations» (Requisitos aeronáuticos conjuntos aplicables en los países JAR)
kg	Kilogramo(s)
KIAS	«Indicated Airspeed (knots)» (Velocidad anemométrica indicada en nudos)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
LEAM	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Almería
LEGR	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Granada
LT	Hora Local
m	Metro(s)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MHz	Megahertzio(s)
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
MVA	Manual de Vuelo del Avión
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos de vuelo
PK	Punto kilométrico
PNF	Piloto que no lleva los mandos de vuelo
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
RA	Revisión de aeronavegabilidad
RCA	Reglamento de circulación aérea
RCC	Servicio de Búsqueda y Rescate
rpm	Revoluciones por minuto
S	Sur
SB	Boletín de servicio
SPL(H)	Alumno piloto de helicóptero
TMA	Área de control terminal

Abreviaturas

TRTO	«Type Rating Training Organization» (Organización para la enseñanza de habilitación de tipo según el apéndice al JAR FCL 1.055)
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V	Voltio(s)
VFR	Reglas de vuelo visual («Visual Flight Rules»)
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Domingo, 11 de marzo de 2007; 08:30 h UTC**
Lugar	**Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-EZY**
Tipo y modelo	**PIPER PA-28RT 201T**
Explotador	**Aeromadrid**

Motores

Tipo y modelo	**TELEDYNE CONTINENTAL TSIO 360 FB**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**63 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión**
Total horas de vuelo	**28.069 h**
Horas de vuelo en el tipo	**50 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Instrucción – Doble mando**
Fase del vuelo	**Ascenso inicial tras el despegue**

INFORME

Fecha de aprobación	**28 de abril de 2011**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

En el aeródromo de Cuatro Vientos (Madrid), el día 11 de marzo de 2007, aproximadamente a las 08:00 UTC[1], la aeronave Piper PA28-201RT; matrícula EC-EZY se preparaba para realizar su primer vuelo del día. La tripulación intentó la puesta en marcha del motor haciendo uso del sistema de arranque y de batería eléctrica, propios de la aeronave, sin resultado positivo. Posteriormente, y con la ayuda de una batería externa se consiguió arrancar el motor.

A las 08:17 UTC, la aeronave, despegaba en una operación de entrenamiento, en vuelo visual según reglas de vuelo VFR con un instructor y un alumno a bordo para llevar a cabo un vuelo local de instrucción. Las condiciones meteorológicas eran CAVOK, con vientos flojos y temperatura de 7 °C.

El alumno era el piloto a los mandos. El despegue se efectuaba hacia el Oeste, por la pista 28, y antes de alcanzar el punto W que figura en la carta de aproximación visual, los miembros de la tripulación se percataron de que habían perdido toda comunicación por radio, al mismo tiempo que se daban cuenta de que todos los instrumentos de vuelo dejaban de funcionar. En consecuencia dedujeron inmediatamente que afrontaban un fallo eléctrico completo y decidieron retornar al aeropuerto.

El comandante e instructor tomó los mandos del avión como piloto que vuela (PF) y el alumno asumió las funciones de PNF. Según manifestación del instructor, se inició el procedimiento de tráfico establecido para la operación con fallo de comunicaciones. Abandonaron el circuito normal de tráfico y se dirigieron hacia el sur de la Torre de control, volando a una altura por debajo de los 328 ft sobre el campo.

Otro tráfico que se encontraba en el circuito del aeródromo en esos momentos advirtió la maniobra de la aeronave y comunicó al control de aeródromo (TWR), que la aeronave referida procedía desde el punto W a 2.500 ft de altitud por alguna circunstancia inusual. Los intentos de comunicación por radio que se hicieron desde Control no recibieron respuesta.

Cuando TWR estableció contacto visual con la aeronave, observaron los controladores como ésta se incorporaba directamente al circuito de fallo de comunicaciones y que volaba con el tren de aterrizaje replegado. El avión dio varios virajes completos en esa zona.

[1] Todas las referencias horarias en este informe se expresan en tiempos UTC (Tiempo Universal Coordinado). Para calcular la hora local de debe añadir una hora a la expresada en cada momento.

Control dirigió señales luminosas verdes, intermitentes para hacer saber al piloto de la aeronave que estaba autorizado a integrarse en el circuito y aterrizar; el piloto interpretó la señal verde intermitente, en vez de fija, como un aviso de que el tren no estaba adecuadamente configurado para el aterrizaje. Posteriormente procedió hacia el área de aproximación a la pista 10, puesto que TWR había cambiado la pista en servicio tras su despegue. Tras varios intentos de bajada de tren y conscientes de que no se había desplegado, a las 08:32 h la aeronave aterrizaba sobre su panza y quedaba inmovilizada en el centro de la pista. TWR había activado ya las alarmas.

La tripulación no sufrió daño alguno y pudo evacuar la aeronave por sus propios medios; mientras, los servicios de rescate prestaron su ayuda y se acercaban a la aeronave y la aseguraban. No se produjo ningún incendio.

Los daños sufridos en la aeronave se centraron en la hélice y en la zona inferior del fuselaje.

La pista de vuelo quedó inoperativa durante una hora y media hasta que la aeronave pudo ser retirada fuera de la franja de vuelo.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave mostraba raspaduras en algunas zonas de la parte inferior del fuselaje. La hélice, que contactó con el terreno a bajas vueltas, sufrió desperfectos que obligaron a la revisión del motor.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto al mando e instructor contaba con amplia experiencia de vuelo, acumulando más de 28.000 h, con unas 80 horas voladas en los últimos 90 días. Había disfrutado de un descanso previo al comienzo de su actividad aérea ese día de 15 horas. De todas las horas de vuelo unas 50 correspondían al tipo de aeronave.

El alumno estaba completando las últimas horas del curso integrado para la obtención de la licencia de piloto comercial CPL(A).

1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave Piper PA-28RT-201T es un monomotor de entrenamiento avanzado, con tren retráctil.

1.4.1. *Célula*

Marca:	Piper
Modelo:	PA-28RT-201T
Núm. de fabricación:	28R-8231002
Matrícula:	EC-EZY
Certificado de aeronavegabilidad:	N.° 3124
Válido hasta:	16-01-2008
MTOW:	1.315 kg

1.4.2. *Registro de mantenimiento*

Horas totales de vuelo:	7.797 h

Últimas revisiones efectuadas:

• Última revisión 1.000 h:	7.725 h
• Fecha revisión 1.000 h:	19-06-2006
• Horas revisión 50 h:	7.776 h
• Fecha revisión 50 h:	01-03-2007

1.4.3. *Motor*

Marca:	Teledyne continental
Modelo:	TSIO 360 FB
Número de serie:	299862-R
Horas totales:	1.260 h

El motor fue instalado nuevo junto con sus accesorios a las 6.539 h de la aeronave.

El cuaderno de aeronave muestra que la utilización del avión había sido en los últimos nueve meses de unos 16 minutos por día, con ciclos de aproximadamente 01:11 h por vuelo.

1.4.4. *Particularidades del sistema de aterrizaje*

La aeronave dispone de un tren triciclo replegable. Con una palanca selectora de tren arriba o tren abajo, se gobierna la posición de las patas, extendidas o replegadas,

mediante la operación de unos actuadores hidráulicos alimentados por una bomba accionada eléctricamente.

Un sistema de seguridad, si está armado, extiende automáticamente las tres patas del tren —independientemente de la posición de la palanca selectora de tren arriba o abajo—, cuando la velocidad de vuelo es lenta y la potencia de los gases es baja. El sistema se puede desarmar para poder realizar con seguridad ciertas maniobras, como vuelo lento, ensayos de entrada en pérdida, etc., sin perturbaciones de extensiones de tren inesperadas.

En ausencia de energía eléctrica, el tren de aterrizaje se puede extender, en emergencia, por gravedad.

Entre los asientos de los pilotos se dispone de una palanca de emergencia de tren de aterrizaje, que además, condiciona la actuación del sistema automático de extensión de tren. Esta palanca puede adoptar tres posiciones:

- La posición «central o normal», de esa palanca corresponde a la de «armado», del sistema automático de extensión de tren.
- La posición «abajo» corresponde a la de extensión de tren en emergencia. Esa posición abre válvulas en los circuitos hidráulicos para que el fluido no impida o bloquee el movimiento de bajada de las patas de tren.

Figura 1. Palanca de emergencia de tren

- La posición «arriba» (override) de la palanca de emergencia de tren desarma el sistema automático de extensión. En esa posición, si se dispone de potencia eléctrica, la posición de las patas de tren se corresponde con la posición de la palanca selectora de tren. Esta posición «arriba» de la palanca de emergencia de tren, se afianza con un botón de anclaje. Para liberar el anclaje y poder volver a la posición de armado o de extensión de tren en emergencia, se tiene que desblocar, tirando hacia arriba de la palanca de emergencia de tren y, después, cediendo, moverla hacia la otras posiciones.

Por distintas razones extraídas de la experiencia en servicio de ese tipo de avión el fabricante emitió un Service Bulletin No. 866A, con el fin de remover y anular el sistema de extensión automático del tren. Alternativamente, una Parte II de ese SB, imponía los requisitos de operación para aquellos operadores que eligieran mantener en servicio ese sistema.

En el avión del incidente, según un estadillo de cumplimentación de boletines de servicio del operador, se había cumplimentado el SB 866A, Parte II, aunque no se indica la fecha. La cumplimentación de esa parte del SB suponía la inclusión en el Manual de Vuelo del avión de la información relativa a la operación del avión y del sistema de retracción del tren de aterrizaje; información que, por otra parte, debía ser impartida a todos los pilotos de ese tipo de aeronaves según el mismo boletín.

1.4.5. *Particularidades del sistema eléctrico y de sus componentes*

Para la alimentación de los servicios y sistemas de navegación, comunicaciones, luces, extensión de tren, etc., la aeronave dispone de un sistema de generación y almacenamiento de energía eléctrica. La energía, producida por un generador y almacenada en una batería, permite el arranque autónomo del motor del avión.

El encendido o ignición del motor se alimenta, independientemente del sistema eléctrico, por medio de dos magnetos.

Los principales componentes del sistema eléctrico del avión son:

1.4.5.1. Batería

Particularmente, en el avión del incidente, se montaba una batería marca Gill (Teledyne Battery) G-35, n.° de serie G02073139, de 12 V. La batería se compone de seis celdas o vasos electrolíticos. El manual del fabricante especifica para esa batería una capacidad nominal de 23 A-h. Para considerar aeronavegable esa batería debe ser capaz de mantener, una vez cargada a tope, una corriente de descarga de 23 A durante una hora

y una corriente de 40 A durante los 30 minutos que pueda durar una emergencia. Al final de la prueba, la tensión en cada vaso de la batería no debe descender de 1,67 V, es decir, 10 V entre los bornes de la batería. Si no se puede cargar una batería con ese nivel de carga no se la puede considerar útil para el servicio (véase ficha técnica en Apéndice 3).

Considera el fabricante que la vida útil de ese tipo de batería, desde su activación inicial, puede ser de varios años, si se cuida convenientemente su mantenimiento, vigilando su estado de carga, niveles y densidades del electrolito. Establece una prueba inicial de su aeronavegabilidad a las 800 h ó 12 meses de su primera instalación y activación, lo que antes ocurra, y pruebas periódicas cada 400 h ó seis meses. Cuando los ciclos de carga, en la utilización normal en la operación del avión, son de corta duración, (inferiores a una hora), la recuperación del consumo producido en el arranque del motor puede ser insuficiente, necesitándose entonces una periódica recarga controlada en taller. No recomienda, el fabricante de la batería, puentear la batería del avión en el arranque, mediante una batería o fuente de alimentación exterior, porque se podría enmascarar una condición de baja carga que la rendiría incapaz para soportar las demandas en caso de una emergencia.

Sin embargo el manual de mantenimiento del propio fabricante del avión permite el arranque del motor con la corriente de una batería externa, desconectando previamente la instalada. Previene, en este caso el manual, de que, si la carga de la batería del avión es débil, la corriente de carga será en ese caso, alta. En esas circunstancias, no se debe iniciar el despegue hasta que la corriente de carga descienda de 20 A.

1.4.5.2. Alternador

El alternador de 12 V y 60 A, de tensión y corriente nominales, arrastrado por el motor del avión, genera la corriente necesaria en cada momento para los distintos servicios del avión y para la recarga de la batería.

El acoplamiento del alternador al motor se realiza mediante una pieza (coupling P/N 635796), compuesta por un engranaje solidario con un embrague de fricción, que se une al eje del alternador. El elastómero, del cual está formado el embrague, permite que el eje del alternador patine en el caso de que éste se agarrote, o cuando su carga de arrastre sea excesiva, protegiendo así al motor de daños mayores.

Teledyne Continental Aircraft Engine publicó el SB 95-3B, en el año 1995, revisándolo posteriormente en el año 2005, en el que establece una prueba inicial, y a continuación, periódica cada 500 horas del avión, de las condiciones de fricción de ese acoplamiento; una vez desmontado del avión y sometido en taller a un par de 100 inch-pound, el acoplamiento no debe deslizar o patinar.

Figura 2. Acoplamiento motor-alternador

Informaciones comunicadas por la compañía, aseguran que se cumplimentó el SB 95-3B, en fecha del 2-02-2005, cuando el avión tenía 7.526 HV, es decir, 271 HV antes del incidente. Otras informaciones de la compañía indican que el alternador, unido a la planta de potencia desde la última instalación del motor a las 6.539 HV del avión, no había sido desmontado nunca de su posición. Se debe entender que el momentáneo desmontaje para la realización de la prueba no se consideraba propiamente como desmontaje; en todo caso, se debe asumir que hubo una manipulación de ese componente en esas fechas.

1.4.5.3. Regulador de tensión

El regulador de tensión alimentado por la batería, suministra la corriente de excitación del alternador necesaria para que produzca la corriente eléctrica demandada por los sistemas y por el estado de carga de la batería.

1.4.5.4. Indicaciones del sistema eléctrico

El sistema eléctrico del avión dispone de una luz de aviso, «ALT», que se enciende cuando el avión, energizado por la batería, no recibe tensión producida por el alternador.

Un amperímetro, a la salida del alternador, mide toda la corriente producida y suministrada a los distintos servicios, incluida la corriente de carga de la batería.

De la magnitud de la corriente indicada por el amperímetro y de la demanda de las cargas conectadas, se puede inferir la capacidad de generación del alternador y la corriente de carga de la batería.

1.5. Comunicaciones

La comunicación de la tripulación con la torre de control del Aeropuerto de Cuatro Vientos se interrumpió cuando la aeronave se encontraba próxima al punto W de la carta de aproximación visual. Un tráfico, que había observado el desvío de la aeronave y su retorno hacia el campo, informó a la torre de esas maniobras anormales. Los intentos de comunicación del servicio de control con la aeronave fueron infructuosos.

A la llegada del tráfico al circuito con fallo de comunicaciones, control observó como la aeronave hacía varios circuitos alrededor de la torre, (no se ha podido concretar el número de ellos) con el tren de aterrizaje retraído. Aunque se intentó de nuevo el contacto radio, éste fue imposible.

Durante el vuelo de la aeronave en el área de fallo de comunicaciones, se lanzaron destellos luminosos de color verde desde el fanal de la torre y posteriormente se utilizó una luz roja fija tratando de advertir a la tripulación de la posición inadecuada del tren para efectuar la toma de tierra. Según manifestaciones posteriores de la tripulación, vieron las señales intermitentes verdes pero no así las rojas.

1.6. Información sobre el aeródromo

1.6.1. *Datos generales del aeródromo*

El Aeródromo de Cuatro Vientos se sitúa al suroeste del casco urbano de Madrid, dentro de una extensa área terminal, TMA, en el que se encuentran también los aeropuertos y aeródromos de Barajas, Getafe, Torrejón y Casarrubios. El aeródromo de Cuatro Vientos no tiene un CTR propio. Su zona de tránsito de aeródromo (ATZ) se define por un circulo de 3 km de radio centrado sobre el ARP, con un límite vertical de 600 m de altura, o hasta la elevación del techo de nubes (la que resulte más bajo). En apéndices 1 y 2 se reproducen las cartas del AIP vigentes en el tiempo del incidente.

Se utiliza el aeródromo en operaciones civiles de aviación general y en operaciones militares por aviones y helicópteros en vuelos VFR. Solo está permitido el tráfico de aeronaves equipadas con radiotransceptores de comunicación en ambos sentidos

Dispone de una pista de de vuelos de 1.500 m de longitud cuyas cabeceras tienen la designación 28 y 10. La elevación es de 2.269 ft. Paralela y al norte de la pista existe otra pista de tierra, cerrada al tráfico civil. La TWR y la plataforma de aparcamiento de aviones civiles se encuentran al sur del campo. Los circuitos de tráfico de aeródromo, a izquierdas a la pista 28 y a derechas a la pista 10, se realizan por lo tanto al sur de la pista.

El procedimiento para fallo de comunicaciones publicado en el AIP para el aeropuerto indica que las aeronaves procederán siempre desde el punto S de la carta de aproximación visual y la entrada al circuito es la que describe el siguiente gráfico:

Figura 3. Circuito de tráfico con fallo de comunicaciones en Cuatro Vientos

1.6.2. *Información sobre la Torre de Control*

La torre de control del aeropuerto fue puesta en servicio durante el año 2006, está localizada aproximadamente frente a la calle de salida rápida E-2 y a un tercio de la longitud de la pista desde la cabecera 28.

La distribución del fanal sitúa los puestos de control en el lateral del fanal más próximo a la pista de aterrizaje. En la fecha del suceso, el servicio de control disponía de una frecuencia de control de tráficos y se estaba implementando otra frecuencia de control de movimiento en plataforma.

Desde el fanal de la torre se dispone de un ángulo de visión de 360 grados sobre todo el ATZ, pero, para la observación de los tramos de los circuitos al sur del campo, el controlador debe volverse y dirigir su vista en sentido contrario respecto de la orientación de su puesto de trabajo y de la zona en la que se producen normalmente los movimientos de aproximación y de carrera de despegue y aterrizaje.

Figura 4. Emplazamiento del aeródromo de Cuatro Vientos

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. *Inspección de la aeronave en el hangar*

Se inspeccionó la aeronave, ocho días después del incidente, en el hangar del que dispone el centro de formación en el mismo aeródromo de Cuatro Vientos. El avión estaba descansando sobre gatos y energizado por una batería de repuesto distinta de la que montaba cuando ocurrió el suceso. Todos los demás elementos y componentes eran los que equipaban la aeronave durante el vuelo del incidente.

Aparte de los daños materiales por el arrastre de la aeronave por la pista y de los golpes de las palas de la hélice, no se observaron otras anomalías

Se realizaron pruebas funcionales de bajada de tren de aterrizaje en emergencia y de subida y bajada normales de tren, mediante sus sistemas electro-hidráulicos. Estas pruebas se desarrollaron con toda normalidad sin que se detectara ningún fallo.

Se inspeccionó el sistema de generación de corriente, comprobando aislamiento y continuidad, en los diferentes puntos de conexión, no hallándose derivaciones o faltas de continuidad. Se comprobó también la tensión de excitación del alternador, leyéndose

valores adecuados en el punto de conexión del regulador. La luz de aviso del alternador, «ALT», y el amperímetro del sistema funcionaban normalmente.

En el interior de la cabina de vuelo no se encontró su MVA.

1.7.2. *Inspección de los componentes eléctricos en taller*

Se desmontaron del avión el alternador y el regulador de tensión. Se localizó, así mismo, la batería que montaba el avión durante el incidente.

El examen de esos componentes en taller mostraron las siguientes evidencias:

- **Alternador.** Las escobillas presentaban un estado de desgaste razonable, y estaba aislado de un modo efectivo; producía corriente al ser instalado y arrastrado de un modo directo en un banco de pruebas. Sin embargo, al someter la pieza de acoplamiento a las pruebas de fricción señaladas por el fabricante del motor en el SB 95-3B, se observó que el embrague patinaba antes de alcanzar pares de torsión de unos 20 inch-pound. La inspección visual mostraba que el embrague estaba engrasado. Eliminando y secando el aceite con trapos se conseguían pares de arrastre de 40 inch-pound, todavía lejos de los valores de 100 inch-pound requeridos para superar la prueba.
- **Batería.** Visualmente se apreciaron defectos tales como: un golpe en uno de los vértices de la parte inferior, resto de sales de sulfato sobre los tapones de ventilación, borne positivo doblado y electrolito turbio en uno de los vasos. Se sometió la batería a un proceso de carga y descarga controlada como prueba de su operatividad. El resultado de la prueba resultó negativo, pues solo pudo mantener 15 minutos una corriente de 20 A, antes de que descendiera la tensión por debajo de 10 V. Para considerar esa batería aeronavegable tendría que haber sido capaz de suministrar corrientes de ese nivel durante más de 60 minutos.

1.8. Declaración del piloto al mando

En la puesta en marcha del motor, no observaron indicaciones anormales en la luz de aviso y en el amperímetro. Recuerda que costó hacer varios intentos de motor de arranque antes de que el motor del avión comenzara a girar autónomamente.

Después del despegue y antes de alcanzar el punto W de la carta de aproximación visual, advirtieron el fallo de las comunicaciones y el fallo general del sistema eléctrico.

Decidió regresar de inmediato al campo iniciando el procedimiento de tráfico con fallo de comunicaciones.

Observó los destellos de luces verdes de la torre. Interpretó la intermitencia de la luz verde como un aviso de que el tren de aterrizaje no lo tenía desplegado. No observó señales de luces rojas.

Pidió al alumno que bajara el tren de aterrizaje. El alumno, que portaba una copia de un MVA, no consiguió hacer bajar el tren.

El instructor no participó en los intentos de extensión del tren. Asumiendo que el tren estaba bloqueado en posición arriba, decidió aterrizar lo antes posible.

Antes de tocar tierra, con la toma asegurada, abanderó la hélice y desconectó el sistema eléctrico.

La tripulación no chequeó el manual de vuelo de esta aeronave y a bordo sólo se disponía de una copia del mismo, que portaba el alumno, aunque no era el de la aeronave utilizada.

1.9. Organización y gestión

1.9.1. *Aspectos del Manual de vuelo del Avión*

Se han inspeccionado distintas secciones del manual de Piper Aircraft Corporation del avión PA-28RT-201T, encontrándose las siguientes particularidades:

- En los procedimientos de emergencia por fallos del sistema eléctrico se ofrecen indicaciones para discriminar posibles fallos y su gestión.
- Señala que una corriente alta en el amperímetro se puede deber a una batería anormalmente baja, pero en ese caso la indicación debería empezar a disminuir hacia una lectura normal al cabo de unos cinco minutos.
- La pérdida de salida del alternador se detecta por una lectura cero del amperímetro.
- En una nota advierte de que si la batería está agotada, se tendrá que bajar el tren de aterrizaje según el procedimiento de emergencia.
- Se ha observado que el botón de anclado de la palanca de emergencia de tren al que se alude en la descripción del sistema, (SECTION 7, page 7-7), no se menciona en los procedimientos de emergencia, (SECTION 3, page 3-7, 3-8, 3-12 y 3-16).

1.9.2. *Fallo de comunicaciones en el RCA (Reglamento de Circulación Áerea)*

El fallo de comunicaciones se contempla en el RCA en los puntos 2.3.6.5.2 y 4.3.17.

Particularmente, en una nota previa al desarrollo del punto 4.3.17, se dice que, si la aeronave está equipada con traspondedor SSR, éste se hará funcionar en Modo A, código 7600.

Entre otras cosas, en el punto 4.3.17.6 se dice que, Control dará la información pertinente a los demás aviones que se encuentren en el área.

El RCA, en su Apéndice C, describe el siguiente código de señales luminosas aeronáuticas, que se reproduce a continuación:

Luz	Desde el control de aeródromo	
	A las aeronaves en vuelo	A las aeronaves en tierra
Verde fija (1)	Autorizado para aterrizar	Autorizado para despegar
Roja fija (1)	Ceda el paso a las otras aeronaves y siga en el circuito	Alto
Serie de destellos verdes (1)	Regrese para aterrizar (2)	Autorizado para el rodaje
Serie de destellos rojos (1)	Aeródromo peligroso, no aterrice	Apártese del área de aterrizaje en uso
Serie de destellos blancos (1)	Aterrice en este aeródromo y diríjase a la plataforma (2)	Regrese al punto de partida en el aeródromo
Luz pirotécnica roja	A pesar de las instrucciones previas, no aterrice por ahora	

(1) Dirigido hacia la aeronave de que se trata (véase Figura C4-1).
(2) A su debido tiempo se le dará permiso para aterrizar y para el rodaje.

1.9.3. *Aspectos del Manual de Operaciones y del centro de formación*

El manual de operaciones en sus puntos a.9 y b.2.1 establece que se deben llevar a bordo el manual de vuelo vigente del avión y las listas de chequeo y comprobaciones de prevuelo, operación normal, operación de emergencia, etc.

En el punto b.2.4, referente a los registros técnicos de mantenimiento, se mencionan los registros correspondientes a los componentes con vida limitada.

En cuanto a la revalidación y renovación de las habilitaciones de los pilotos instructores de vuelo, el manual de operaciones en su punto d.5, detalla los sistemas de comprobación y verificación de su competencia.

A fecha de la aprobación del presente informe, el centro de formación junto a su centro de mantenimiento cesó en su actividad.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo del incidente

El avión, a primeras horas de una mañana relativamente fría y tras un periodo de actividad operativa no particularmente intensa, se disponía a arrancar por sus medios.

Tras varios intentos infructuosos de arranque del motor, pudo por fin ser arrancado con la ayuda de una batería externa que se conectó en paralelo.

La batería propia del avión pudo admitir alguna carga mientras estuvo conectada con la batería externa. Desde que se desconectara la batería externa, prácticamente la batería del avión no recibió carga alguna, pues, debido a un fallo oculto de la pieza de acoplamiento del arrastre del motor al alternador, éste no podía suministrar corriente.

El fallo de esa pieza de acoplamiento, o embrague de fricción, que patinaba, impedía el arrastre del alternador y la producción de energía eléctrica que regenerase el adecuado nivel de carga de la batería.

Iniciado el rodaje en tierra, los consumos conectados del avión, sobre todo las intermitentes emisiones de radio en las comunicaciones con TWR, irían debilitando aún más el precario estado de carga de la batería. Tras el despegue, el accionamiento eléctrico de la bomba hidráulica del sistema de retracción del tren de aterrizaje, descargaría significativamente la batería, produciéndose entonces el fallo completo eléctrico.

La palanca de emergencia de tren estaría en su posición «arriba» o «desarmado», («override»), para deshabilitar el sistema de extensión automática de tren, como

propiciaba el SB 866A, o bien se pudo subir y asegurar en esos momentos para evitar una extensión extemporánea de tren.

En esa situación el avión podía volar autónomamente por cuanto la ignición de su motor dependía solo de sus magnetos y del flujo de combustible que se aseguraba por la bomba de combustible arrastrada por el propio motor. No obstante, la aeronave carecía de todo sistema de comunicación, navegación, luces, avisador de pérdida, indicaciones, alarmas, etc. incluso las luces de posición de tren deberían estar inoperativas faltándole el suministro eléctrico. Por todo ello, la aeronave debería aterrizar lo antes posible, pero sin urgencias ni precipitaciones.

Como quiera que no había energía eléctrica para el accionamiento de la bomba hidráulica, la bajada del tren de aterrizaje, antes de efectuar la toma, debería, lógicamente, ejecutarse por caída libre o emergencia, sin que tuvieran que preverse complicaciones adicionales para su extensión.

Se debe entender que el fallo general y súbito del sistema eléctrico de debió a la concurrencia de dos inoperatividades, la del alternador y la de la batería:

- Si el arrastre del alternador hubiera funcionado correctamente, aunque la batería se hubiese agotado, habría energía para los consumos del avión. En un momento u otro, la tripulación se habría percatado de que la corriente indicada por el amperímetro era demasiado alta. Incluso, limitando las cargas conectadas al sistema eléctrico, se podría discriminar que toda la salida del alternador era consumida por la batería.
- Si la batería hubiera estado en buenas condiciones operativas el fallo del alternador, al patinar completamente su arrastre, habría hecho encenderse la luz «ALT», al mismo tiempo en que la indicación de corriente en el amperímetro hubiera bajado a cero. Desde ese momento la carga completa de la batería habría garantizado la operación de todos los sistemas esenciales de la aeronave durante al menos, 30 minutos.

2.2. Actuaciones de la tripulación

En los instantes que siguieron al arranque del motor, si era consciente la tripulación de que la batería estaba muy baja de carga, debería haber esperado que se produjeran corrientes iniciales de carga elevadas, próximas a los 60 A, nominales del alternador. Y se podría anticipar que la corriente, monitorizada en el amperímetro, debería alcanzar varias decenas de amperios durante un largo periodo de tiempo.

Si el alternador hubiera dado esas prestaciones sería muy improbable que la batería se hubiera agotado y que la tripulación no hubiera advertido el alto amperaje si se hubiera fijado en el instrumento. La aeronave inició pronto el despegue. Es posible que la luz

del alternador nunca se encendiera, al principio por una tensión residual del alternador, que algún arrastre podría experimentar, y luego, al caer rápidamente la tensión de la batería, la luz de aviso no daría suficiente resplandor.

Declarada la emergencia actuó oportunamente el piloto, que tomó el mando, y decidió volver al campo para aterrizar, siguiendo el procedimiento de tráfico de fallo de comunicaciones.

El tren no se desplegaba ante los repetidos intentos del piloto-alumno. El despliegue del tren en emergencia era posible según se confirmó posteriormente en las pruebas de hangar, por lo que se puede estimar que, probablemente, no se siguió correctamente el procedimiento preciso, especialmente, en lo referido a la actuación sobre la palanca de tren de emergencia hacia arriba para liberar el botón de anclaje. Conviene resaltar que no se cita en los procedimientos y listas de emergencia la existencia de un botón de anclaje y el procedimiento para liberarlo.

Con la debida calma en esos momentos, se podría haber insistido en los intentos de despliegue de tren en caída libre y de haber habido documentación actualizada a bordo podría haber sido consultada.

Apercibidos por radio los demás tráficos del aeródromo y con las condiciones de viento en calma, el avión pudo hacer una buena toma por la pista 10, con el tren replegado, sin complicaciones adicionales.

La ausencia de menciones a consultas al manual de vuelo del propio avión, que debería encontrarse a bordo, puede hacer pensar en una posible ausencia del mismo en la cabina de vuelo. Asimismo, dado que el tren funcionaba en emergencia, según se comprobó en el taller, se puede inferir que los dos tripulantes desconocían el funcionamiento del sistema en emergencia.

2.3. Actuaciones de Control

Las señales que se dieron a la avioneta desde torre pudieron apartarse de los procedimientos del Apéndice C del RCA, pero resultaron eficaces para hacer ver a la tripulación que estaban al tanto de las dificultades que arrostraban y les confirmaron que el tren de aterrizaje no estaba en configuración segura. Por otro lado, las comunicaciones con el resto de aeronaves en el circuito de tráfico visual, les alertaron a todos, incluida la Torre, de posibles situaciones de peligro que pudieron presentarse.

El procedimiento de señales luminosas, para entenderse entre el control de torre y las tripulaciones, era un procedimiento normal en otros tiempos que ha devenido en

desuso, ante la generalización de las comunicaciones radio que prácticamente equipan todos los aviones. Sin embargo siguen vigentes todos esos códigos de señales que pueden ser útiles en incidencias como la ocurrida, por lo que pilotos y controladores deberían recordarlas en sus cursos de refresco.

Es de especial interés en los casos de pérdida de comunicación la ejecución de los procedimientos de activación del traspondedor en Modo A, código 7600, según lo establecido por el RCA. Aunque la aeronave iba dotada de ese equipo, que hoy en día se requiere uniformemente dentro del TMA de Madrid, el equipo no podía trasmitir al fallarle la alimentación eléctrica.

2.4. Actuaciones de mantenimiento y de la organización del operador

El incidente se originó alrededor de un fallo, interno y simple, de una pieza de embrague del acoplamiento del arrastre del motor al eje del alternador, que impidió que generara corriente para el consumo de avión y carga de batería. No se ha podido determinar la causa de la pérdida de fricción de ese acoplamiento, si bien, el aumento del rozamiento al eliminar el aceite que empapaba la pieza pudiera hacer sospechar un engrase inadecuado o el fallo de un retén de estanqueidad.

Un fallo simple no debiera haber causado una pérdida tan general y súbita de energía eléctrica en el avión. Pero en este caso, concurrió el fallo del accionamiento del alternador, con el fallo de la batería que no suministró una corriente de emergencia suficiente durante un prudencial periodo de tiempo.

La inspección realizada tras el suceso mostró que la batería tenía defectos tales como, golpes, sales de sulfato, etc. pero sobre todo, puso de manifiesto que la organización de mantenimiento no mantenía registros de la vida y de las inspecciones y servicios realizados sobre esa batería. El mantenimiento programado de la batería estaba sujeto a los periodos y revisiones de avión, pero como este componente se instala según disponibilidad en almacén a bordo de otras aeronaves, no se puede confirmar el cumplimiento de los plazos impuestos por el fabricante y de esta forma garantizar su aeronavegabilidad. Asimismo, no fue posible determinar su tiempo total de vida de calendario, al no haberse grabado en la propia batería la fecha de activación inicial.

La prueba de carga y descarga controladas que se hizo a la batería después del incidente, confirmó que no estaba en condiciones de operatividad antes de iniciar ese vuelo.

El cese de la actividad del centro de mantenimiento, imposibilita la incorporación de una recomendación de seguridad dirigida a la organización de mantenimiento, al objeto de que pusiera al día sus procedimientos para controlar la vida y las acciones de

mantenimiento de las baterías, en el sentido de adecuar los periodos de mantenimiento y de los procedimientos en el tratamiento de este componente, teniendo en cuenta las condiciones específicas de operación propias de ese operador (ratios de horas de vuelo por ciclo, periodos de inactividad, etc.), así como de los procedimientos de arranque de motor y de monitorización de la operatividad de la batería. El análisis del libro de aeronave muestra que la utilización del avión había sido en los últimos nueve meses de unos 16 minutos por día, con ciclos de aproximadamente 01:11 horas por vuelo. Esa reducida actividad pudo haber afectado al estado de insuficiente capacidad de la batería.

En cuanto al tratamiento del SB 866A, Part II, un examen de los registros de directivas implementadas por la organización, muestra que el mismo había sido cumplimentado, aunque no se indicara en ellos la fecha.

La cumplimentación del SB 866A, Parte II, implicaba que se adjuntara una determinada información del mismo al MVA vigente, que se requiere a bordo de la aeronave y que se hubiera procurado la familiarización de los pilotos-al-mando de ese tipo de avión, con las limitaciones, operación y el uso de los sistemas de extensión de tren de aterrizaje.

La eficacia de esa cumplimentación puede ponerse en entredicho al considerar, en primer lugar, la posible ausencia del MVA en cabina de vuelo. En segundo lugar, el desarrollo del incidente y las pruebas posteriores sobre avión, sugieren y hacen sospechar un posible desconocimiento del proceso exacto de extensión de tren en emergencia. La finalización de la actividad del operador impide emitir una recomendación de seguridad con el objetivo de subsanar estas deficiencias.

2.5. Aspectos relativos al manual de vuelo

La implementación del boletín de servicio SB 866A, facilita mantener o anular el sistema automático de extensión de tren original. La cumplimentación del SB, según su parte II, incluye la revisión y compresión de la operación con el citado sistema activo e incluir una copia del mismo en el manual de vuelo.

No obstante, como se indicó en el apartado 1.10.1 se ha observado que el botón de anclado de la palanca de emergencia de tren, al que se alude en la descripción del sistema, (SECTION 7, page 7-7), no se cita en los procedimientos de emergencia, (SECTION 3, page 3-7, 3-8, 3-12 y 3-16).

En consecuencia, se entiende necesario integrar en la Sección 3 del manual de vuelo de la aeronave la mención al botón de anclaje o de seguridad, al objeto de que éste no sea pasado por alto, dificultando o imposibilitando la extensión del tren. Así, se dirige

una recomendación de seguridad a la Federal Aviation Administration (FAA) para que se modifique el citado manual.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad válido.
- El piloto al mando tenía licencia de vuelo en vigor y estaba capacitado para el vuelo.
- La aeronave inició la operación de vuelo VFR en condiciones meteorológicas VMC idóneas, con cielo y visibilidad adecuada, viento flojo y temperatura de 7 °C.
- El arranque del motor inicial fue dificultoso y se ayudó con una batería externa.
- El avión inicio el rodaje y después despegó por la pista 28 de Cuatro Vientos a primeras horas de la mañana.
- Poco después de despegar y con el tren de aterrizaje ya recogido, se presentó un fallo completo del sistema eléctrico.
- La aeronave, equipada con un transceptor, que no podía operar al fallar su alimentación eléctrica, volvió al campo e inició un procedimiento de tráfico con fallo de comunicaciones.
- La aeronave se acercó a la torre y evolucionó en sus proximidades con el tren retraído.
- La TWR había sido ya alertada por otros tráficos que observaron las maniobras de la aeronave del incidente.
- Ante la imposibilidad de comunicación radio, la Torre hizo uso de señales luminosas verdes intermitentes y después roja, tratando de avisar ala tripulación en dificultades que su tren de aterrizaje seguía retraído.
- El tren de aterrizaje no se podía operar normalmente debido a la propia falta de energía eléctrica en el avión.
- Los intentos de despliegue de tren en emergencia realizados por el piloto-alumno resultaron infructuosos.
- La aeronave aterrizó con la panza y quedó varada en mitad de la pista.
- La aeronave sufrió algunos daños en el fuselaje inferior, por el arrastre, y en las palas de la hélices, que giraban a poca velocidad en el momento del contacto con tierra.

3.2. Causas

Se estima que la causa del fallo del sistema eléctrico se debió a que la batería que equipaba el avión estaba en unas condiciones de muy baja carga y al fallo del acoplamiento de arrastre del alternador, que no podía suministrar carga.

No se han encontrado razones mecánicas que impidieran el despliegue del tren en emergencia. Se estima que la incapacidad para desplegar el tren tuvo su origen, posiblemente, en una ejecución inadecuada del procedimiento de bajada de tren en emergencia.

4. RECOMENDACIONES

REC 09/11. Se recomienda a la Federal Aviation Administration (FAA) que obligue a Piper a modificar el manual de vuelo de la aeronave, para incorporar en los procedimientos de emergencia, Flight Manual PA-28RT-201T, páginas: 3.7, 3.8, 3.12 y 3.16, la extensión del tren por gravedad, haciendo mención al botón de anclaje o de seguridad (pin, locking device), que se describe en la Sección 7 del manual, página 7.7.

Piper ha aceptado esta Recomendación, informando que realizará los cambios en la Sección 3 del manual de vuelo.

APÉNDICES

APÉNDICE 1
Plano del aeródromo Madrid-Cuatro Vientos

APÉNDICE 2
Carta de aproximación Madrid-Cuatro Vientos

APÉNDICE 3
Ficha técnica
Batería G-35 de Gill

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Martes, 11 de noviembre de 2008; 10:30 h local**
Lugar	**Ibón de Miralles, Plan (Huesca)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-KQI**
Tipo y modelo	**AS 350 B3**
Explotador	**Heliswiss Ibérica**

Motores

Tipo y modelo	**TURBOMECA ARRIEL 2B1**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**41 años**
Licencia	**Piloto comercial de helicóptero (CPL(H))**
Total horas de vuelo	**4.942:00 h**
Horas de vuelo en el tipo	**2.112:00 h**

LESIONES

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			**3**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Trabajos aéreos – Comercial – Observación aérea**
Fase del vuelo	**Aproximación**

INFORME

Fecha de aprobación	**23 de marzo de 2011**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El programa de vuelos para la mañana del día 11 de noviembre consistía en el helitransporte de tres especialistas a diversas presas situadas en la ladera suroeste del Monte Possets y a una altitud aproximada de 7.500 ft (2.300 m), quienes debían medir el nivel de agua embalsada y el estado de los muros de contención.

El helicóptero despegó con el piloto, un técnico del operador en misión de apoyo al piloto, sentado en el asiento izquierdo delantero y los tres especialistas que ocupaban el asiento trasero.

La primera presa a inspeccionar era la conocida como Ibón de Miralles, que conformaba la parte inferior de un circo de montaña y cuyo muro de contención se hallaba orientado hacia el Norte (figura 1).

En el día del suceso, las laderas del circo, el muro de contención y el entorno estaban cubiertos de nieve y la superficie del agua estaba helada (figura 2).

El helicóptero alcanzó y sobrevoló la vertical de dicha presa minutos antes de las 10:30 horas. El piloto hizo un reconocimiento alto de la zona, seleccionando como punto de aterrizaje el muro de la presa y realizó la aproximación para el aterrizaje desde la parte exterior del circo hacia el interior del mismo hasta situarse a poca altura por encima del muro de contención en vuelo estacionario. El helicóptero hasta ese momento estuvo controlado, según declaración del piloto.

De forma habitual, antes de aterrizar, el tripulante que acompaña al piloto en el asiento izquierdo, abre la puerta de su lado para inspeccionar el entorno e informar al piloto de

Figura 1. Foto aérea del circo glaciar y la presa

Figura 2. Detalle del muro y los restos, el día del suceso

los posibles obstáculos situados fuera de su alcance visual y para indicarle con más precisión la altura de los patines respecto al suelo. En esta ocasión, actuando de esa manera, el técnico no pudo precisar la altura cuando miró verticalmente hacia abajo.

En esas circunstancias, el helicóptero descendió desde su posición de estacionario con una inclinación lateral hacia la izquierda, impactando con el suelo y volcando hacia ese mismo lado después. Las palas del rotor principal golpearon contra la superficie nevada y el helicóptero quedó posado sobre su costado izquierdo.

El piloto paró el motor, cortó combustible y alimentación eléctrica, y los ocupantes evacuaron la aeronave por la puerta del lado derecho.

Los ocupantes, ante la imposibilidad de contactar por radio o por telefonía móvil con personal de apoyo del operador y con la estación de radio del refugio de montaña de Viadós, iniciaron el descenso a pie por sus propios medios.

Tras el suceso, la baliza de emergencia ELT[1] se activó enviando un mensaje a los servicios de búsqueda y rescate cuyos datos identificativos correspondían a otra aeronave que no fue posible identificar por los servicios de búsqueda y rescate de España y Francia.

1.2. Información personal

El piloto del helicóptero tenía la correspondiente licencia en vigor, con amplia experiencia en el tipo de helicóptero, con larga experiencia de vuelo en montaña, conocía la zona de vuelo y había realizado el trabajo de inspección de embalses anteriormente.

El otro miembro de la tripulación colaboraba en la preparación de las cargas externas y el enganche de las mismas al helicóptero. En los vuelos, se sentaba en el lado izquierdo y auxiliaba al piloto en el momento del aterrizaje.

1.3. Información de la aeronave

La aeronave había sido adquirida en el primer cuatrimestre del año 2008. El certificado de aeronavegabilidad de la misma estaba en vigor y el mantenimiento era realizado de acuerdo al programa aprobado.

La aeronave tenía instalado dos esquíes adaptados a ambos patines para facilitar el aterrizaje en superficies cubiertas de nieve. Así mismo tenía instalada una baliza de emergencia (ELT) de 406 Mhz modelo KANNAD 406 AF/AF(H) constituida por los siguientes elementos:

[1] «Emergency Locator Transmitter».

- Un transmisor.
- Una plataforma, instalada en el helicóptero, para sujetar el transmisor mediante correas de cierre y apertura tipo velcro.
- Una antena exterior , con su cable y conector.
- Un panel de control remoto, instalado en el panel de instrumentos, con su cable y conector.
- Y un módulo de memoria digital conectado al panel de control remoto.

1.4. Información meteorológica

La información meteorológica según comunicación del piloto era de viento en calma, temperatura ambiente de 2 °C, las nubes cubrían el cielo a una altitud aproximada de 13.000 ft dejando despejadas las cimas de las montañas y la luz en la zona era como de un color plomizo.

La zona de aterrizaje estaba cubierta de nieve y su superficie presentaba una capa helada de aproximadamente 5 cm de espesor.

1.5. Comunicaciones

La tripulación contaba con un equipo de radio portátil para comunicaciones tierra-tierra en banda de FM y tierra-aire en banda de VHF además de teléfonos móviles.

1.6. Zona de aterrizaje

El piloto seleccionó como punto de aproximación y aterrizaje una zona de la parte central del muro de la presa hacia su lado del oeste. El muro es de 8,5 m de ancho y 98 m de largo. El día del suceso, la nieve existente sobre el muro conformaba dos niveles, estando el de mayor altura al costado izquierdo del rumbo del helicóptero (véase figura 2).

Cerca del muro, fuera de la presa y a la cola de donde se hallaban los restos, se hallaban visibles una torre metálica y un árbol a su lado. Así mismo, en esa zona la superficie nevada era más irregular debido a la morfología del terreno y al agua que circulaba por el arroyo.

1.7. Información sobre los restos y el impacto

La aproximación se realizó desde fuera del circo hacia su interior finalizando en un estacionario bajo. La aeronave volcó hacia el costado izquierdo y los restos quedaron posados perpendicularmente al muro.

El conjunto formado por el patín izquierdo, su esquí y la puerta izquierda delantera abierta parcialmente, estaban semienterrados en la nieve. Los daños que presentaban

las palas del rotor principal y los ejes de transmisión de potencia a los rotores indicaban que el helicóptero había llegado al suelo con potencia. Las dobleces y roturas de las partes estructurales, de las cubiertas y de las sujeciones del motor eran acordes al impacto de la aeronave con su costado izquierdo contra el terreno.

1.8. Aspectos de supervivencia

Todos los ocupantes llevaban ropas y calzado adecuados para su estancia temporal en la montaña, pero no para desplazarse por zonas cubiertas de gran espesor de nieve.

La emergencia fue activada a las 12:05 h, cuando un empleado de la empresa que había contratado el helicóptero avisó a la Guardia Civil informando de que había perdido todo contacto con el helicóptero y sus ocupantes desde hacía más de hora y media.

A las 13:30 h la tripulación del helicóptero de la Guardia Civil, integrado en el equipo de búsqueda, localizó a los ocupantes ilesos.

El Servicio de Búsqueda y Rescate (RCC) de Palma recibió a las 11:14 un mensaje de emergencia emitido por una baliza en 406 MHz, cuya información transmitida identificaba una aeronave de matrícula francesa desconocida, incluso para el servicio de búsqueda y rescate francés y que no concordaba con ninguna aeronave del registro de radiobalizas aeronáuticas de emergencia de 406 MHz.

1.9. Declaración de la tripulación

El piloto informó que la aproximación se realizó con rumbo sur procediendo de fuera hacia dentro del circo glaciar. Alcanzó la posición de estacionario sin problemas y cuando iniciaba el descenso perdió todas las referencias externas, decidiendo abortar la maniobra y despegar, momento en el que se produjo el vuelco del helicóptero.

El técnico informó que abrió la puerta una vez que se situó el helicóptero en estacionario para aterrizar e inclinó la cabeza hacia el patín, pero no pudo apreciar bien la altura de los patines sobre la nieve.

1.10. Fenómeno «Whiteout»

Por «whiteout» se conoce un fenómeno óptico atmosférico en el que el observador parece estar envuelto en un resplandor de color blanco uniforme como resultado de la falta de contraste entre un cielo nublado y una nieve intacta.[2]

[2] Así lo define la Sociedad Americana de Meteorología (American Meteorological Society).

En dicho fenómeno, ni las sombras, ni el horizonte, ni las nubes son apreciables, el sentido de profundidad y de orientación se pierde y solamente objetos muy oscuros y próximos pueden verse. El «whiteout» sucede cuando existe una capa de nieve lisa y un cielo uniformemente cubierto en condiciones de luz diurna.

El AIP («Aeronautical Information Publication») de Canada, Sección Air 2.12.7, describe como la luz es percibida en el cerebro en forma de color, brillo, sombras, etc. Todos estos elementos tienen en común que se ven modificados por la dirección de la luz y sus cambios de intensidad. Por ejemplo, cuando las sombras se producen en un lado, automáticamente se asocia que la luz viene del otro. La naturaleza proporciona pistas visuales que ayudan a discernir objetos y a apreciar distancias. Si las pistas desaparecen se dificulta la percepción de los objetos y de los obstáculos. Es lo que ocurre ante una superficie nevada en la que los objetos y el suelo presentan un color blanco uniforme. Si además, la luz del sol se difumina al pasar a través de una capa de nubes y se refleja en todas las direcciones por igual por la uniformidad de la superficie, las sombras desaparecen. De esta manera, el terreno queda desprovisto de referencias visuales y el ojo no es capaz de discernir con claridad la superficie o el relieve del terreno.

Los pilotos no suelen sospechar de verse afectados por este fenómeno, convirtiéndose en una condición del vuelo visual extremadamente peligrosa[3].

En vuelo estacionario bajo los efectos del «whiteout» el piloto puede perder el sentido de profundidad y de orientación y no ser consciente de los pequeños desplazamientos incontrolados que puede realizar el helicóptero, corriendo el peligro de impactar contra el suelo. En dichas condiciones es recomendable la realización de un despegue apoyado en instrumentos.

En España son escasas las posibilidades de que sucedan fenómenos de este tipo. El operador no contaba con un procedimiento para evitar entrar o poder salir de condiciones «whiteout» en un vuelo visual.

1.11. Seguimiento de la programación de la baliza ELT instalada en el helicóptero

El manual de instalación, operación e inspección de la baliza ELT Kannad 406 AF-H elaborado por su fabricante describe entre los componentes del conjunto un modulo de memoria digital instalado en el conector que une el panel de control remoto con el

[3] La Junta de Seguridad del Transporte de Canadá (Transportation Safety Board) habla de la peligrosidad del «whiteout» en el informe de la investigación del accidente del helicóptero Bell 212, C-GMOH, ocurrido el 30 de octubre de 2004 (Report Ref. A04C0190).

transmisor ELT. El módulo se programa con la información de la aeronave en la que se instala.

La misión del módulo es transferir los datos identificativos de la aeronave al transmisor ELT cuando permanece conectado a ella y se da la condición de que el interruptor de trabajo de la baliza ELT se selecciona en posición ARM (posición de reserva («standby») para activarse en caso de accidente). El transmisor ELT pueda retirarse en caso de avería o para mantenimiento y se le puede programar con un nuevo código de identificación en tierra.

El operador compró el helicóptero directamente al constructor y desmontó y envió el transmisor ELT a un taller autorizado quien lo programó con los datos identificativos del EC-KQI. El módulo de memoria, que permaneció instalado en el helicóptero, no fue programado con los datos del EC-KQI, por lo que conservó los datos identificativos que se le introdujeran con anterioridad. Al instalar nuevamente el transmisor ELT en el helicóptero y cuando el interruptor ARM fue activado, el módulo envió su información al transmisor ELT, sustituyendo así los datos del helicóptero EC-KQI que estaban grabados en el transmisor.

El constructor informa que antes de la entrega de un helicóptero a un nuevo propietario, este último debe presentar los nuevos datos identificativos de la aeronave para programar debidamente el módulo de la baliza Kannad. En el caso de no conocerse la nueva identificación, el constructor programa en dicho módulo un código de mantenimiento que no transmite una señal de emergencia durante los vuelos efectuados por una tripulación del constructor.

Durante la investigación también se tuvo conocimiento que otro operador que había contratado el mismo taller de mantenimiento tuvo el mismo problema, que logró descubrir y solucionar, programando con sus datos identificativos el correspondiente módulo de memoria. El taller de mantenimiento informó que comunicaría a los operadores con los que tambien trabajaba y que podían estar afectados de este problema, la necesidad de programar los módulos con los datos correctos.

1.12. Nota informativa del constructor referente a la programación de la baliza ELT KANNARD

La nota informativa «Information Notice» N.° 2058/I-25 emitida por el constructor el 15 de octubre de 2009 para todos los helicópteros de Eurocopter, suministra información detallada para que el nuevo propietario siga los pasos para realizar una correcta programación del módulo de conexión de la baliza Kannad, al objeto de evitar la desidentificación de las balizas ELT para los casos en que el helicóptero ha sido entregado con un código de mantenimiento.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Aspectos operacionales

En el valle donde volaba el helicóptero, y en las condiciones de luz blanca existente, toda la superficie próxima al agua del embalse reunía las condiciones para que se produjera el fenómeno «Whiteout», debido a la nieve que cubría las laderas próximas al agua del embalse, la superficie helada del agua y la nieve existente en el muro conformaba todo ello una superficie uniforme de color blanco. En el resto de las laderas hacia arriba, existían zonas de terreno rocoso visibles que rompían la uniformidad en la parte más alta de las laderas.

El viento en la zona y las prestaciones del helicóptero permitían realizar la aproximación, bien en el sentido que la ejecutó el piloto o en el sentido desde dentro del circo hacia fuera para aterrizar en el muro. La segunda opción tenía la ventaja de ofrecer al piloto referencias visuales externas, como eran la torre metálica, el árbol próximo y la superficie irregular de la superficie nevada, descritas en el punto 1.6 de este informe.

El técnico de la empresa comenzó a abrir la puerta una vez que el helicóptero estaba en estacionario y tal vez cuando el piloto ya se hallaba afectado por el fenómeno «Whiteout», por lo que nada pudo hacer por colaborar en la recuperación de la estabilidad del helicóptero.

El piloto informó que la aproximación hasta el punto de estacionario no presentó problemas y fue en ese momento, cuando percibió que no podía controlar la altura a la que se hallaba de la superficie nevada, como tampoco podía mantener el helicóptero estable decidió iniciar un despegue, instante en el que el helicóptero volcó hacia su costado izquierdo.

La pérdida de control del helicóptero descrita anteriormente pudo producirse cuando el piloto perdió las referencias externas que le permitían conocer la altura hasta la superficie nevada y mantener el helicóptero estable. La perdida de referencias externas, pudo darse al existir alrededor del piloto condiciones visuales del fenómeno «Whiteout».

El vuelco del helicóptero pudo producirse por el par de fuerzas originado cuando el helicóptero al desplazarse incontroladamente hacia la izquierda quedó frenado al impactar su patín y esquí izquierdo con el nivel de nieve más alto.

Se considera que la potencia aplicada a los rotores fue en todo momento la potencia operativa, de acuerdo con los daños descritos en el punto 1.7 de este informe.

En los últimos años se han desarrollado en la montaña otras importantes actividades aéreas además de los trabajos aéreos, como puedan ser el uso del helicóptero por el

turismo de deporte o el apoyo a los servicios de protección civil. El conocimiento del fenómeno «Whiteout» por parte de los operadores y de las tripulaciones facilitaría una rápida identificación de dicho fenómeno.

2.2. Baliza ELT

Debido a que los Servicios de Búsqueda y Rescate reciben un alto número de alertas erróneas procedentes de balizas de emergencia, es preciso que todos los mensajes sean debidamente contrastados. El nuevo sistema COSPAS SARSAT, con la implantación de las balizas de 406 MHz, permite a estos servicios identificar la aeronave que emite el mensaje y contrastar con mayor rapidez la veracidad del suceso.

Por tanto, con el objeto de facilitar a los Servicios de Búsqueda y Rescate la correcta identificación y valoración de la emergencia, las balizas deben emitir una identificación correcta para lo que es fundamental que estén adecuadamente configuradas y programadas.

En este caso las labores de búsqueda y salvamento no se llegaron a realizar por la confusión ocasionada en la identificación de la aeronave. Además, se ha comprobado que los problemas por posibles programaciones erróneas de las balizas pueden afectar a otros operadores que lleven instalados en sus aeronaves balizas de emergencia similares y que esos problemas pueden no ser fáciles de detectar. Por ello se emite una recomendación a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) para que transmita información a los operadores de las características de instalación y funcionamiento de estos dispositivos con el objeto de facilitar una correcta información a los Servicios de Rescate Aéreos en caso de activación.

3. CAUSAS

Se considera que el accidente se produjo por la desestabilización del helicóptero motivada por la pérdida de las referencias externas por parte del piloto, por hallarse envuelto en las condiciones visuales descritas como fenómeno de "whiteout".

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 07/11. Se recomienda a Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que, dentro de las condiciones para la emisión de autorizaciones a los operadores de trabajos aéreos, se incluya explícitamente la formación de las tripulaciones en fenómenos de desorientación espacial y en particular, para aquellos operadores que pretenden desarrollar actividades en zonas de montaña

periódica o permanentemente nevadas, del fenómeno conocido como «Whiteout».

REC 08/11. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que verifique a través de los procedimientos de revisión de la aeronavegabilidad (RA), ya sean realizadas por la propia AESA o en aquellas llevadas a cabo por Organizaciones de Gestión de la Aeronavegabilidad debidamente autorizadas (CAMO+), que se incluya la comprobación de que las Balizas de Emergencia (ELT) estén operativas y correctamente codificadas.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Viernes, 5 de junio de 2009; 08:00 h local[1]**
Lugar	**Término municipal de Utrera (Sevilla)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-END**
Tipo y modelo	**AIR TRACTOR AT-401**
Explotador	**Trabajos Aéreos de Córdoba**

Motores

Tipo y modelo	**PRATT & WHITNEY R-1340-AN1**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**40 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión – CPL(A)**
Total horas de vuelo	**5.920 h**
Horas de vuelo en el tipo	**800 h**

LESIONES

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola**
Fase del vuelo	**Carrera de despegue**

INFORME

Fecha de aprobación	**23 de marzo de 2011**

[1] La referencia horaria del informe es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El avión AIR TRACTOR AT- 401 de matrícula EC-END fue fabricado en 1988 con número de serie 401-0698. Tenía previsto realizar un vuelo el 5 de junio de 2009 despegando a las 8:00 h de una pista de tierra conocida con El Toruño situada en el término municipal de Utrera (Sevilla), con destino a otra pista también de tierra, conocida como Huerta de la Arena, situada en el municipio de Isla Mayor (Sevilla), para realizar labores de fumigación en plantaciones de arroz.

La figura 1 presenta un plano de la zona incluyendo las pistas de origen y destino previstas.

Según declaró el piloto, después realizar la inspección previa al vuelo, puso en marcha el motor y esperó a que la presión y la temperatura estuvieran dentro de los márgenes de operación. A continuación inició el despegue a la hora prevista sin ir cargado, y cuando se encontraba en el aire notó una fuerte ráfaga de viento que venía desde su derecha que le hizo perder el control del avión precipitándole contra el suelo a la derecha de la pista sobre un campo de trigo situado en el margen de la misma.

El piloto no sufrió lesiones en el impacto, pero sí se produjeron daños en la aeronave. La pata izquierda del tren principal resultó doblada hacia adentro (por debajo del fuselaje), se rompió la llanta, las puntas de ambos planos que sufrieron diversas abolladuras y desperfectos y también la hélice, cuyas palas presentaban rozaduras y ligeras pérdidas de material.

Además, se produjeron algunos daños en la parte inferior de la carcasa del motor.

Figura 1. Mapa de la zona

Figura 2. Daños en la pata izquierda y en la hélice

El piloto tenía 40 años y poseía el título de piloto comercial de avión, CPL(A) desde el 9-02-1999. Previamente, el 29-01-1990 había obtenido la licencia de piloto privado, PPL(A). Tenía también las habilitaciones agroforestal y del avión AIR TRACTOR, todas ellas en vigor al igual que el correspondiente certificado médico.

Su experiencia era de 5.920 h, de las cuales 800 h las había realizado en el tipo. Había iniciado la actividad aérea a las 7:00. En las 24 horas anteriores al incidente había volado 3 horas, en los 30 días anteriores 65 horas, y en los 90 días anteriores 80 horas.

En la notificación del incidente el piloto afirmaba que no tenía un conocimiento previo de las condiciones meteorológicas que había en la zona. No obstante informó de que en el momento del incidente había nubes dispersas (de 1/8 a 4/8) y turbulencias en la zona.

A primeras horas de la mañana, en la época del año en la que se realizaba el vuelo es posible encontrar algunas brisas, que pueden provocar movimientos imprevisibles de aire (ráfagas o turbulencias).

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto tenía una dilatada experiencia, y gran parte de la misma la había adquirido en el tipo, por lo que no parece probable que el incidente se debiera a una falta de pericia.

No obstante, todo parece indicar que el día del incidente el piloto no tuvo en cuenta la importancia de conocer con antelación las condiciones meteorológicas. La falta de previsión de las condiciones meteorológicas, y posiblemente una relajación excesiva a la hora de realizar la operación, seguramente por causa de su dilatada experiencia hizo que le sorprendiera una ráfaga haciéndole perder el control en una de las fases críticas de vuelo como es el despegue.

Los daños sufridos por la aeronave son coherentes con el hecho de que la ráfaga viniera desde la derecha como relató el piloto, y el avión se desplazase hacia la izquierda y por lo tanto tuviera un impacto fuerte con la pata de ese lado que hizo que esta quedase fuertemente doblada hacia adentro. Al intentar corregir para hacerse con el control de la aeronave lo hizo hacia el mismo lado desde donde le había venido la ráfaga (derecha) lo que resultó en una salida de pista por ese lado.

Para contrarrestar el efecto de la ráfaga es bastante probable que bajase el morro del avión y que tocase ligeramente con las palas de la hélice contra el terreno. El impacto fue leve, por lo que las palas estaban muy poco dañadas, a pesar de que la hélice giraba a plena potencia por encontrarse en el momento del despegue.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Domingo, 5 de julio de 2009; 17:00 h local[1]**
Lugar	**Autovía A-44, término municipal de El Padul (Granada)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-DNN**
Tipo y modelo	**CESSNA 152-II**
Explotador	**Gesplane**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-235-L2C**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**38 años**
Licencia	**Piloto privado de avión (PPL(A))**
Total horas de vuelo	**83:57 h**
Horas de vuelo en el tipo	**12:51 h**

LESIONES

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Ninguno**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Placer**
Fase del vuelo	**Crucero**

INFORME

Fecha de aprobación	**28 de abril de 2011**

[1] La referencia horaria es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión Cessna 152-II de matrícula EC-DNN, realizó un vuelo privado desde el aeropuerto de Granada (LEGR) al aeropuerto de Almería (LEAM) durante la mañana del 5 de julio de 2009. A las 16:15 el piloto emprendió el vuelo de regreso. Tanto el vuelo de ida como el regreso eran vuelos VFR llevando como ocupantes al piloto y a un pasajero.

Cuando llevaba aproximadamente 45 minutos de vuelo y se encontraba en crucero a 4.500 ft de altitud, advirtió que el motor comenzó a perder potencia.

Al no conseguir restablecer la potencia del motor, decidió buscar una zona segura para el aterrizaje. Eligió para ello la autovía A-44[2] donde el volumen de tráfico era escaso en ese momento.

Tomó tierra en las proximidades del PK 148 de la autovía, en el término municipal de El Padul (Granada), en el sentido de circulación hacia Granada (véase figura 1). Durante la toma el motor se mantuvo encendido pero sin suministrar potencia.

El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios. La aeronave no sufrió ningún tipo de daño, y tampoco se ocasionaron daños ni personales ni materiales a terceros.

Figura 1. Lugar de aterrizaje

[2] La A-44 es conocida como la autovía de Sierra nevada, y comunica Bailén (Jaén) con La Gorgoracha (Granada).

1.3. Información sobre la aeronave

El avión Cessna 152 II es monomotor biplaza con configuración de ala alta. Se utiliza principalmente en vuelos de entrenamiento, turismo y aviación privada

La unidad del incidente fue fabricada en 1980 y contaba con 3.521 h totales de funcionamiento. El motor contaba con 153:08 h de funcionamiento desde overhaul o fabricación. Su certificado de aeronavegabilidad estaba en vigor.

La última revisión de mantenimiento programado se realizó en enero de 2009. Como parte de los trabajos se cumplimentó la directiva FAA 81-05-01 consistente en comprobar la coincidencia entre los datos contenidos en placas e indicaciones de abordo y la capacidad real de los tanques de combustible.

El avión cuenta con dos depósitos de combustible alojados en cada uno de los planos. La entrada de combustible al motor se produce por gravedad y se controla mediante una llave selectora que en su posición cerrada impide la entrada de combustible y en su posición abierta permite la entrada simultánea desde ambos depósitos.

Cuenta con un mando de gases y otro de ajuste de riqueza de mezcla. La dureza de ambos controles se regula mediante ruedas que roscan alrededor de las respectivas palancas. El par de apriete de estas ruedas puede ser modificado por el piloto para incrementar o disminuir la fuerza necesaria para accionar los mandos.

En función de la posición de la llave de contacto, se activa la magneto izquierda, derecha, o las dos magnetos del sistema de encendido. La configuración nominal es de ambas magnetos funcionando simultáneamente. Como parte de las comprobaciones pre-vuelo, el piloto actúa sobre la llave para comprobar el correcto funcionamiento del motor con cada una de las magnetos actuando aisladamente.

1.3.1. *Procedimiento de emergencia por fallo de motor en vuelo*

El manual de vuelo del avión describe las siguientes acciones a tomar en caso de fallo o mal funcionamiento del motor durante el vuelo:

1. Establecer velocidad indicada de 60 KIAS.
2. Activar la calefacción al carburador.
3. Actuar sobre el cebador y bloquearlo.
4. Comprobar que la válvula de corte de combustible está abierta.
5. Ajustar mezcla rica.
6. Situar la llave de contacto en la posición de ambas magnetos funcionando.

1.4. Información adicional facilitada por el piloto

El piloto no comprobó directamente la cantidad de combustible que había en los tanques antes de iniciar el vuelo porque no encontró la varilla que se utiliza para esta tarea. Comentó que antes de iniciar el vuelo desde Granada a Almería, los indicadores de cantidad de combustible del panel de instrumentos marcaban ambos media carga. Drenó los depósitos sacando algo de agua del plano derecho.

El vuelo de Granada a Almería duró una hora y diez minutos. Durante ese trayecto no observó ningún fallo. Al llegar al aeropuerto de Almería no repostó.

Según explicó, cuando falló el motor las revoluciones bajaron a 1.200 rpm y volvieron a subir y bajar dos o tres veces más, hasta que se estabilizaron en esa cantidad. Inmediatamente puso mezcla rica, comprobó que la llave selectora de combustible estaba abierta y actuó sobre la palanca de gases acelerando totalmente sin conseguir que las revoluciones subieran más. El motor no llegó a pararse en vuelo.

A continuación realizó alabeos a izquierda y derecha con la intención de mejorar el suministro de combustible al motor. Según manifestó, los aforadores de los dos depósitos marcaban aproximadamente un cuarto de la capacidad total, presentando oscilaciones en la indicación mientras realizaba los alabeos, especialmente el del depósito derecho. Utilizó el cebador de combustible sin éxito. Comprobó que tanto la temperatura como la presión de aceite estaban dentro de los márgenes de utilización (zona verde del correspondiente instrumento indicador en cabina).

Al estimar que la pérdida de potencia que presentaba el motor no era recuperable, decidió buscar una zona segura para el aterrizaje. Eligió para ello la autovía tras comprobar que volumen de tráfico era escaso.

En los momentos anteriores al aterrizaje de emergencia, el aforador izquierdo indicaba depósito vacío y el del depósito derecho indicaba cierta cantidad que el piloto no llegó a precisar.

Por último, el piloto comentó que la llave de contacto se podía sacar de su alojamiento incluso con el motor arrancado.

1.5. Inspección posterior al incidente

Se vaciaron los depósitos de combustible recuperando 20 litros de combustible del plano derecho, mientras que en el izquierdo no había combustible.

Se realizó una inspección del motor y del sistema de combustible, con los resultados siguientes:

- Las tuberías del sistema de combustible estaban en buen estado en todo su recorrido (desde los depósitos al motor) y no se observaban fugas.
- El sistema de ventilación de combustible de los depósitos no presentaba ninguna obstrucción.
- El sistema de calefacción al carburador funcionaba correctamente y tampoco presentaba elementos extraños en su interior.
- Tampoco había obstrucciones, ni elementos deteriorados o sucios en el sistema de admisión del motor ni tampoco en el sistema alternativo de admisión, siendo su funcionamiento también normal.
- Se revisaron los cables de alimentación eléctrica de las bujías y estaban en buen estado. Las bujías tenían buen aspecto, presentando color blanquecino propio de la mezcla pobre.
- Se comprobó el estado de magnetos y su puesta a punto, obteniendo resultados normales.
- Se desmontó una de las magnetos y se inspeccionó por dentro. Todos sus elementos (platinos, leva, distribuidor, etc.) estaban en buenas condiciones y la separación entre los platinos era la adecuada.
- El sistema de escape no tenía fugas y el estado de todos sus elementos era adecuado.
- El mando de gases no tenía trabas ni topes en su recorrido. La tuerca de fricción que controla la dureza del mando no estaba bien ajustada.
- El mando de mezcla también tenía el recorrido libre. No obstante la sujeción de este mando en el tablero de instrumentos era deficiente, porque la tuerca de fijación no estaba suficientemente apretada.
- Se inspeccionó detalladamente el indicador de revoluciones del motor y la transmisión del indicador al motor y no se observaron anomalías.
- La varilla medidora de combustible estaba dentro de la cabina del avión.
- Se observó que rezumaba combustible por la campana de admisión, justamente en la interconexión con el carburador, debido a que no se había aplicado ningún material que sellara la conexión entre la campana y el tubo de admisión al carburador.
- La llave selectora de combustible en cabina estaba en posición abierta, permitiendo la entrada de combustible desde los dos depósitos.
- El filtro de salida del sistema de combustible que se encuentra en la parte inferior del sistema (gascolator), presentaba impurezas en el interior y corrosión en la carcasa. El tapón de goma de este filtro se había soltado y caído en la parte inferior, lo que impedía que el drenaje fuera correcto.
- Se comprobó la indicación en cabina de la cantidad de combustible en los depósitos para sucesivos niveles de llenado de los mismos (1/4, 1/2, 3/4 y llenado total). El aforador del depósito derecho proporcionó indicaciones satisfactorias en todos los casos. Sin embargo las indicaciones del depósito izquierdo estuvieron sustancialmente por debajo del las cantidades reales.

Se efectuó una prueba de motor, obteniéndose los siguientes resultados:

- Al acelerar a la máxima potencia el tacómetro fluctuaba entre 2.500 rpm (que son las máximas) y 2.300 rpm.

- Al soltar la palanca de gases, debido a la ausencia de la tuerca de fricción el motor subía y bajaba de revoluciones. El régimen de variación oscilaba entre 500 rpm y 700 rpm. Una vez que se ajustó la fricción de la palanca, se comprobó que ya no había variación en las revoluciones, aunque el indicador seguía fluctuando a razón de 300 rpm. arriba y abajo. Las revoluciones se verificaron con un equipo auxiliar digital y se comprobó que era el indicador en cabina el que fallaba.
- La prueba de presión diferencial que se realizó a los cilindros demostró que la tanto la compresión como la estanqueidad estaban dentro de los límites normales.
- No fue posible comprobar con exactitud si el control de ajuste de mezcla operaba bien, debido a las continuas oscilaciones de las revoluciones del motor. No obstante en las pruebas que se hicieron parecía que al empobrecer paulatinamente la mezcla no se incrementaban las revoluciones, cuando en realidad era de esperar un incremento de entre 20 rpm y 40 rpm.
- Durante la prueba de magnetos, aunque se apreció claramente que el motor bajaba de revoluciones al desconectar una magneto, no se pudo determinar con precisión la caída debido a las oscilaciones en la indicación. No obstante se constató que el motor no falló al realizar la prueba.
- La llave de contacto que es la misma que al girar sirve para que funcione solamente una de las magnetos o las dos a la vez (posición normal) se cayó al suelo durante la prueba, ya que se podía quitar en cualquier posición en la que se pusiera, incluso con el motor en marcha.

Con el propósito de reproducir las condiciones que se dieron durante el incidente se anularon las tuberías de combustible del plano izquierdo antes de la llave selectora, se soltó la tubería de entrada en el carburador que procedía del depósito derecho y se comprobó que salía combustible por gravedad. Con ello se constató que tanto la instalación, como el estado de las tuberías de combustible del plano derecho eran correctos. En estas mismas condiciones se repitieron todas las pruebas de motor y no variaron de las que se hicieron con los dos depósitos llenos.

2. ANÁLISIS

Ni el sistema de suministro de combustible, ni el de ventilación de combustible presentaban problemas. Tampoco hubo fallos en la admisión ni en la carburación, y tanto el sistema de encendido como el de escape funcionaron con normalidad durante las pruebas.

Por el contrario, lo que sí se pudo comprobar es que uno de los depósitos de combustible estaba vacío, y que las indicaciones que tenía en cabina sobre la cantidad de combustible no eran fiables.

Había una fluctuación en las indicaciones de las revoluciones del motor porque la rueda de fricción que impide movimientos no deseados de la palanca de gases no estaba bien ajustada.

Igualmente, la palanca de mezcla tampoco estaba bien sujeta en el tablero de instrumentos, lo que impedía que hubiera un mínimo grado de precisión al fijar su posición. Aunque no se pudo asegurar con absoluta certeza, debido a las continuas oscilaciones en las revoluciones del motor durante las pruebas que se hicieron, todo parece indicar que la mezcla tampoco estaba bien regulada, porque al ajustarla no había incremento en las revoluciones, como era de esperar.

También es relevante que la llave de contacto presentase una holgura tal que fuera posible que se cayera al suelo. Esta llave, al girarse, hace posible que funcione solamente una de las magnetos, o las dos a la vez (posición normal), por lo que al estar suelta no se podía asegurar que estuvieran funcionando ambas magnetos a la vez en el momento de la pérdida de potencia.

Se detectaron otras deficiencias como la falta de material de sellado entre la campana de admisión y el tubo de admisión del carburador, las impurezas y corrosión en el filtro de combustible o el hecho de que el tapón de goma de este filtro estuviera suelto y caído en la parte inferior.

Todo lo anterior sería indicativo de que, si bien los registros indicaban la realización de las tareas de mantenimiento programado, el mantenimiento de la aeronave era deficiente.

El piloto no comprobó la cantidad de combustible que había en los planos, ni al iniciar el primer vuelo partiendo del aeropuerto de Granada, ni tampoco antes de despegar del aeropuerto de Almería. El Manual de Vuelo establece la comprobación visual del combustible como parte de la inspección prevuelo.

Una vez que notó una falta de potencia en el motor inicialmente aplicó el procedimiento de acuerdo a lo expresado en el manual de vuelo. Sin embargo realizó alabeos a izquierda y derecha, que no están recogidos en el procedimiento, y que podían haber ocasionado la parada del motor teniendo en cuenta que el combustible llega al motor por gravedad y que el depósito del lado izquierdo estaba vacío.

La elección de la autovía como lugar para el aterrizaje también es cuestionable, ya que podía haber causado un accidente de tráfico rodado, si bien hay que considerar que la zona sobre la que estaba volando tenía una orografía agreste, y que la elección de un campo adecuado resultaba muy difícil, teniendo en cuenta además la limitada experiencia del piloto.

3. CONCLUSIONES

La investigación no pudo atribuir la causa directa de la pérdida de potencia que relató el piloto de manera concluyente a un fallo concreto en un sistema específico ni a un error concreto en la operación.

Se ha detectado, no obstante, un mantenimiento inadecuado de la aeronave, que es el origen del mal estado de las palancas de control, y que puede ser considerado como un factor contribuyente en el incidente. Los desajustes encontrados en la tuerca de fricción de la palanca de gases, y en la palanca de mezcla, así como la falta de sujeción de la llave de contacto pueden explicar individual o conjuntamente una pérdida imprevista de potencia de motor.

Así mismo, la gestión y control del combustible disponible por parte del piloto fue deficiente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**2 de septiembre de 2009; 12:30 h local[1]**
Lugar	**Aeródromo de San Luis-Menorca (Baleares)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-DEO (anterior matrícula militar E-9-914)**
Tipo y modelo	**AISA I-115**
Explotador	**Real Aeroclub de Mahón Menorca**

Motores

Tipo y modelo	**ENMASA TIGRE G IV-B5 DE 150 CV**
Número de serie	**60042**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**79 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión**
Total horas de vuelo	**7.000 h**
Horas de vuelo en el tipo	**250 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			**1**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Menores**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Vuelo de comprobación**
Fase del vuelo	**Aterrizaje – Toma de tierra fuera de la pista**

INFORME

Fecha de aprobación	**28 de abril de 2011**

[1] La referencia horaria es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del incidente

El incidente ocurrió durante la maniobra de aterrizaje, en el vuelo que la aeronave AISA I-115, matrícula EC-DEO, realizaba el día 2 de septiembre del 2009. El vuelo era visual y local con salida y vuelta al aeródromo de San Luis en la isla de Menorca (Baleares), y su objetivo era realizar los ensayos y pruebas requeridos para la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad. Ocupaban la aeronave el piloto y un inspector de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (EASA).

Las condiciones atmosféricas del día, según lo indicado por testigos y personal en el aeródromo, eran adecuadas para la operación prevista; el cielo estaba sin nubes, los vientos eran inferiores a 5 kt y la temperatura de 28 °C.

El aeródromo de San Luis dispone de una pista asfaltada de dimensiones 1.850 × 45 m, con designadores 02/20 y elevación 197 ft.

El despegue se inició por la cabecera 02 de la pista, aproximadamente, a las 11:00 h (local). Durante el vuelo se completaron los ensayos y pruebas requeridos para la renovación de la aeronavegabilidad, con resultados satisfactorios y, según lo declarado por el piloto, el incidente ocurrió alrededor de las 12:30 h, cuando, concluía la fase de aproximación final para el aterrizaje, por la misma pista 02. Inesperadamente, una ráfaga lateral del viento desplazó la aeronave hacia la izquierda de la pista. La aeronave tocó tierra con sus ruedas fuera de la superficie pavimentada e hizo su carrera de aterrizaje por dicho terreno. Tras un giro de casi 180° se detuvo finalmente, ante unos arbustos, a unos 30 m del eje de la pista y a unos 650 m de su cabecera.

No hubo incendio y los ocupantes resultaron ilesos, abandonando la aeronave, tras asegurarla, por sus propios medios.

Los daños en la aeronave consistieron en la rotura de la pata derecha, daños en el plano derecho y punta de hélice doblada.

1.2. Información adicional de la aeronave y del piloto

La AISA I-115 es un avión biplaza, de entrenamiento elemental, con puestos de pilotaje en tándem. Monoplano, de estructura totalmente en madera con revestimientos de contrachapado («madera mejorada») y dotado de un motor TIGRE G IV-B5, de la fábrica Enmasa, y con tren triciclo de rueda de cola. Su peso (MTOW: 990 kg), resulta relativamente alto en relación con la potencia disponible de 150 CV.

Se puso de manifiesto a lo largo de la dilatada vida de servicio de este tipo de aeronave una especial sensibilidad a la ráfaga de viento cruzado, particularmente en condiciones

de vuelo a baja velocidad, debido a la gran área de perfil lateral de su fuselaje y cola. La ráfaga debía ser corregida por el piloto instantáneamente, ya que podría llegar a ocasionar la pérdida de control de la aeronave.



Figura 1. Estado final de los restos

La aeronave accidentada, producida en 1953 con número de serie 194, estuvo en servicio en el ejército, con matrícula E-9-194, y pasó a tener la matrícula civil EC-DEO el 23 de marzo de 1979. En la fecha del incidente, era uno de los pocos ejemplares «históricos» que permanecían aún en vuelo. Dadas las vicisitudes de su historial, no se ha conseguido determinar las horas de vuelo totales acumuladas por la aeronave, pero se ha podido conocer que su mantenimiento actual, en el aeroclub, era adecuado.

El piloto disponía de licencia de piloto comercial con un total acumulado de 7.000 h, de las que 250 h eran en el tipo de la aeronave. El piloto había realizado 50 h en los 50 días anteriores al incidente, 10 h en los últimos 30 días y 1 hora en las últimas 24 horas. El piloto tuvo un tiempo de descanso antes del vuelo superior a 8 horas y comenzó el período de actividad aérea del día a las 10:00 h.

2. CONCLUSIONES

La causa del accidente fue una reacción insuficiente del piloto en respuesta a una ráfaga lateral que se produjo durante la maniobra de aterrizaje.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**8 de octubre de 2009; 08:45 h local**
Lugar	**Proximidades de la estación de ferrocarril de Archidona-Málaga**

AERONAVE

Matrícula	**EC-GHI**
Tipo y modelo	**AIR TRACTOR AT-502B MSN 0360**
Explotador	**Ángel Martínez Ridao Tratamientos Aéreos**

Motores

Tipo y modelo	**PRATT & WHITNEY PT6A-15AG**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**57 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión**
Total horas de vuelo	**9.000 h**
Horas de vuelo en el tipo	**1.500 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Dos líneas eléctricas afectadas**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola – Aplicaciones aéreas**
Fase del vuelo	**Maniobrando – Vuelo bajo**

INFORME

Fecha de aprobación	**23 de marzo de 2011**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día del suceso el piloto, perteneciente a la compañía Martínez Ridao Tratamientos Aéreos, estaba realizando vuelos de tratamiento de la mosca del olivo sobre cultivos en el término municipal de Archidona (Málaga) a bordo de una Aeronave AT-502B. Había despegado de la pista eventual denominada Los Pilotos en Antequera, próxima a la zona de trabajo.

En el tercer vuelo del día y de acuerdo con la información suministrada por el piloto, cuando realizaba una pasada a baja altura, advirtió de pronto la presencia de un poste del tendido eléctrico delante de la trayectoria del avión, cuando se encontraba muy cerca.

Levantó el morro del avión para intentar evitarlo pero la hélice impactó con el poste. La aeronave continuó el vuelo y a continuación colisionó con los cables de otra línea eléctrica. La hélice cortó los cables y prosiguió en vuelo. El pilotó realizó una toma de emergencia sobre un campo de olivos a consecuencia de la cual la aeronave sufrió daños considerables (figura 1).



Figura 1. Posición final de la aeronave

1.2. Declaraciones del piloto

Según las declaraciones del piloto las condiciones meteorológicas eran buenas con óptima visibilidad y viento muy suave o prácticamente en calma.

Tras el primer impacto percibió una reducción de potencia del motor y una vibración como consecuencia del desprendimiento de una pala de la hélice. La hélice no obstante siguió girando y cortó los cables de la segunda línea eléctrica.

El piloto indicó que estaba muy familiarizado con la zona de trabajo por anteriores trabajos.

Figura 2. Estado final de la aeronave, ausencia de una pala de la hélice

También comentó que la naturaleza del tipo de trabajo exige que el producto se lance con mucha precisión. Para ello se utilizan equipos GPS que requieren la atención del piloto lo que, según él, puede originar errores de apreciación en la situación de los obstáculos con respecto a la trayectoria de vuelo.

Según el piloto el hecho de que la trayectoria de vuelo transcurriera paralela a la línea eléctrica dificultó la visión de la misma.

El piloto también indicó que la posición de la llave de contacto o máster, en el lado derecho de la cabina, le obligó a cambiar la mano con la que manejaba la palanca de control, con el objeto de desconectar la energía del avión antes de la toma de emergencia. En su opinión esto incrementó el riesgo en una maniobra tan delicada.

1.3. Información sobre organización y gestión

De acuerdo con la Resolución de la DGAC de 5 de julio de 2002, el Operador lleva a cabo verificaciones de competencia y entrenamiento recurrente una vez al año para cada uno de sus pilotos.

Por otro lado, el Manual de Operaciones de la compañía establece la necesidad de visitar la zona de trabajo, junto al responsable de la parcela a tratar, previamente a la operación con el avión. En este caso así se hizo.

2. ANÁLISIS

La línea eléctrica (Figura 3) no se encuentra en las inmediaciones de un aeródromo ni instalación similar por lo que no cuenta con ningún elemento que mejore el contraste con el medio circundante.

Los tratamientos aéreos sobre el olivo se realizan a una altura entre 7 y 9 m, es decir ligeramente por debajo de la altura de la línea eléctrica con la que colisionó la aeronave que es estimó entre 10 y 12 m.

Por tanto, la aeronave volaba por debajo de los cables de la línea. Cuando el piloto percibió el riesgo de colisión intentó elevar la aeronave pero no consiguió superar la diferencia de altura y la hélice golpeó el poste.

Como consecuencia del golpe una pala de la hélice se desprendió del buje lo que resultó en una vibración percibida por el piloto.

Instantes antes de la toma de emergencia, con el objetivo de asegurar el avión, el piloto tuvo que utilizar su mano derecha para cortar la energía eléctrica mediante el apagado del máster. Esto le obligó a cambiar la mano con la que manejaba la palanca de control. Si bien el piloto manifestó su inseguridad por este hecho, se entiende que la actuación sobre el máster no menoscabó la seguridad.



Figura 3. Poste del tendido eléctrico dañado

3. CONCLUSIONES

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para la realización de la actividad.

El piloto contaba con experiencia en la aeronave y el tipo de operación, conocía el entorno por haber trabajado anteriormente en esa zona y había llevado a cabo un reconocimiento previo para familiarizarse con la zona de trabajo, tal como establecen los procedimientos de la Compañía.

La colisión con el poste del tendido eléctrico fue debido a un error de apreciación del piloto en relación a la trayectoria del vuelo respecto a la posición de la línea eléctrica.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Miércoles, 19 de mayo de 2010; 15:00 h local[1]**
Lugar	**Medina Sidonia (Cádiz)**

AERONAVE

Matrícula	**G-SBHH**
Tipo y modelo	**SCHWEIZER HUGHES 269C**
Explotador	**Fly In Spain Vejer, S.L.**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING HIO-360-B1A**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**32 años**
Licencia	**Alumno piloto de helicóptero (SPL(H))**
Total horas de vuelo	**69:23 h**
Horas de vuelo en el tipo	**69:23 h**

LESIONES

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Instrucción – Solo**
Fase del vuelo	**En ruta**

INFORME

Fecha de aprobación	**23 de marzo de 2011**

[1] La referencia horaria es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero Hughes 269 de matrícula G-SBHH había partido del aeropuerto de Jerez (LEJR) para realizar un vuelo de instrucción. A bordo se encontraba solamente un alumno piloto.

Este informó, que cuando se encontraba volando al norte de Medina Sidonia a una altitud de 1.300 ft, decidió realizar un ascenso hasta los 2.500 ft, y para ello retrasó la palanca del mando cíclico y subió la palanca del colectivo, con la intención de ganar altura. Según declaró, al notar que el helicóptero no respondía, se sintió inseguro debido al viento que había en la zona, y decidió realizar un aterrizaje de precaución en autorrotación. No pudo llegar a concretar si vio o escuchó el aviso de bajas revoluciones del rotor[2].

Durante la toma de tierra, el helicóptero impactó bruscamente contra el terreno y volcó, resultando con daños importantes en la estructura y en el rotor. No obstante el piloto salió ileso y pudo abandonar la aeronave por sus propios medios. En su informe explicó que después del incidente se dio cuenta de que toda la maniobra la había llevado a cabo con viento en cola.

Figura 1. Fotografía del helicóptero después del accidente

[2] Existen dos avisos de bajas revoluciones del rotor, uno visual y otro acústico.

La Agencia Estatal de Meteorología informó que el tiempo más probable en la zona a la altitud a la que se encontraba volando el helicóptero, era viento de levante de intensidad variable entre 10 kt y 20 kt, cielo poco nuboso o despejado y temperatura entre 25 °C y 28 °C.

1.2. Información sobre el piloto

El alumno piloto tenía 32 años de edad y una experiencia total de 69:23 h de vuelo, realizadas todas ellas en el tipo.

También contaba con la licencia de Piloto privado de avión (PPL(A)) en vigor, desde mayo de 2007 y acumulaba una experiencia de vuelo en avión de 134:30 h.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. *Características generales*

El SCHWEIZER HUGHES 269C es un helicóptero ligero propulsado por un motor alternativo y con capacidad para un piloto y dos pasajeros.

Las revoluciones del motor y del rotor principal se mantienen aproximadamente constantes a través de un dispositivo denominado «Correlator». Este dispositivo conecta mecánicamente la palanca del mando colectivo y el mando de gases del motor situado en dicha palanca. De esta manera, cuando el piloto tira del colectivo, el sistema aumenta automáticamente la potencia del motor y cuando el piloto baja el colectivo, la potencia se reduce también de forma automática. Este sistema requiere no obstante pequeños ajustes en el mando de gases por parte del piloto.

Figura 2. Vista de perfil del helicóptero

También lleva instalado un sistema de aviso de bajas revoluciones del rotor tanto acústico como visual. Este tipo de helicópteros permite un ligero descenso en las revoluciones que se traduce en una pérdida de sustentación sin que se llegue al límite que active el avisador.

1.3.2. *Información de interés incluida en el manual de vuelo*

El manual de vuelo no describe una configuración concreta para el ascenso en vuelo de crucero.

No obstante, establece que durante la maniobra de despegue, el ascenso se debería llevar a cabo con 2.900 rpm y ajustar la velocidad hasta conseguir la velocidad mejor régimen de ascenso (39 kt), por encima de los 300 ft de altura.

El control del helicóptero para desplazamientos longitudinales y laterales en vuelo estacionario es factible hasta vientos superiores a 20 kt.

El manual indica que la entrada en autorrotación solamente se debe de realizar cuando se produzca un fallo de motor y explica cómo se debe ejecutar. Establece los siguientes pasos:

- Establecer una senda constante con una velocidad aproximada de 52 KIAS.
- A una altitud de 50 ft empezar a mover el mando cíclico hacia atrás de manera continua para disminuir la velocidad de traslación.
- Al aproximarse al suelo los mandos cíclico y colectivo deberían usarse para disminuir la velocidad de traslación y la velocidad vertical. El contacto con el suelo se debería establecer en actitud nivelada.
- Una vez en tierra, evitar una bajada rápida del colectivo.

1.3.3. *Información de interés incluida en el manual de entrenamiento*

El manual de entrenamiento aprobado para el Operador (Hughes 269C JAR Training Manual) para este tipo de helicóptero, describe cómo al aumentar o disminuir el empuje, el helicóptero mantiene automáticamente las revoluciones del rotor pero alerta de que el piloto debe vigilar las revoluciones para que no se salgan del rango establecido. Si esto ocurre ha de utilizar el mando de gases para restablecer las revoluciones. También el accionamiento de los pedales origina cambios en la revoluciones del rotor principal que en caso necesario deben compensarse de nuevo mediante el uso del mando de gases.

Respecto al ascenso, especifica que la secuencia correcta, a partir de un vuelo nivelado, es controlar primero la actitud, luego la potencia y ajustar finalmente el mando de

gases. El manual describe en detalle un ascenso, partiendo de un crucero típico recto y nivelado a 70 kt. En primer lugar retrasando el cíclico se debe conseguir una actitud de deceleración reduciendo la velocidad hasta 55 kt. Una vez iniciada la deceleración se debe aumentar el colectivo para establecer 25" de presión de admisión y mantener la actitud con el mando cíclico previniendo simultáneamente una posible guiñada por incremento del par motor. Cuando la velocidad esté próxima a los 55 kt, se debe ajustar a esta velocidad y hacer las pequeñas correcciones necesarias para mantener el ascenso controlando la actitud del helicóptero, las revoluciones y la presión de admisión.

El manual de entrenamiento también explica cómo entrar y evolucionar en autorrotación ya sea para una recuperación posterior en vuelo o como reacción a una parada de motor con la subsiguiente recogida final cerca del suelo. En el caso de parada de motor, la entrada en autorrotación ha de ser rápida para evitar una excesiva pérdida de las revoluciones del rotor. Tras la recogida la velocidad residual relativa al viento es al menos de unos 10 kt. Por ello es conveniente, por un lado, que el final de la maniobra se ejecute de cara al viento y por otro que el viento en superficie sea de al menos 10 kt para que compense esa velocidad de translación que aún tendrá el helicóptero.

2. ANÁLISIS

2.1. Consideraciones sobre la experiencia del piloto

El Manual de Instrucción del Operador establece 17 kt como valor máximo de viento cruzado o viento en cola para realizar vuelos de entrenamiento con instructor y 10 kt para vuelos solo. Según la información recabada de la Agencia Estatal de Meteorología es probable que el día del incidente el viento en la zona alcanzara velocidades de hasta 20 kt.

Por tanto en determinados momentos, las condiciones meteorológicas reinantes pudieron exceder los límites recomendados para un piloto que entonces contaba tan solo con una experiencia de 69 h de vuelo en helicóptero.

Por otra parte, aunque las revoluciones del rotor hubieran disminuido y el helicóptero no pudiera ascender no parece que la situación requiriera realizar una autorrotación.

El piloto tenía 134 h de vuelo en avión, y es probable que la falta de energía para el ascenso, lo asociase a la falta de tracción propia de un fallo de motor en aviones.

Seguramente su experiencia como piloto de avión sí le sirvió para elegir bien el campo donde llevar a cabo el aterrizaje.

2.2. Desarrollo de la operación

El piloto intentó realizar un ascenso desde 1.300 ft hasta los 2.500 ft.

Según el manual de entrenamiento la manera iniciar un ascenso consiste en controlar primero la actitud, luego la potencia y realizar el ajuste final del mando de gases para conseguir que las revoluciones del motor y la velocidad estén dentro de los márgenes normales de funcionamiento.

Según sus declaraciones, el piloto actuó sobre la palanca del cíclico para intentar controlar la actitud y reducir la velocidad tal y como dice el manual de entrenamiento.

No obstante, aparentemente no realizó los ajustes necesarios en el mando de gases para mantener constantes las revoluciones y fue perdiéndolas progresivamente. Al tener el rotor bajas revoluciones e insistir en tirar de la palanca del colectivo, no sólo no consiguió el ascenso sino que contribuyó a disminuir aún más las revoluciones y perder más energía.

El piloto relató que al notar que el helicóptero no respondía y que perdía el control sobre las revoluciones, decidió realizar un aterrizaje de precaución en autorrotación. El manual de vuelo indica que la entrada en autorrotación solamente se debe de realizar cuando se produzca un fallo de motor, lo que aparentemente no ocurrió. Por otro lado, la entrada en autorrotación debe ser rápida para mantener las revoluciones pero estas ya se habían reducido según el propio piloto manifestó.

Otro aspecto que resulta significativo es que el piloto declaró que no fue consciente de que la maniobra la estaba realizando con viento en cola. Esta circunstancia la advirtió con posterioridad al impacto contra el suelo.

Una autorrotación con viento en cola incrementa la velocidad de descenso y dificulta al piloto un adecuado control de la misma. Todo aterrizaje en autorrotación exige demás que antes de la recogida la aeronave se enfrente al viento para contribuir a la reducción de la velocidad. Esta circunstancia no pudo ser bien ejecutada por el piloto al no tener consciencia suficiente de la fuerza y dirección del viento.

3. CONCLUSIONES

El incidente sobrevino muy probablemente como consecuencia de la concatenación de dos hechos.

Por un lado, la pérdida progresiva de revoluciones en el rotor principal que dejó al helicóptero sin energía cuando intentaba un ascenso, debido a que el piloto no realizó

los ajustes necesarios de potencia en el mando de gases después de actuar sobre el mando colectivo durante los momentos previos del vuelo.

De otra parte, la pérdida de control durante la ejecución de una maniobra de autorrotación realizada con fuerte viento en cola, haciendo que el helicóptero descendiera y aterrizara con una velocidad excesiva.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Miércoles, 12 de agosto de 2010; 19:38 h local[1]**
Lugar	**La Braña (León)**

AERONAVE

Matrícula	**F-GYBH**
Tipo y modelo	**EUROCOPTER AS 350 B3**
Explotador	**Coyotair**

Motores

Tipo y modelo	**TURBOMECA ARRIEL 2B**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**25 años**
Licencia	**Piloto comercial de helicóptero (CPL(H))**
Total horas de vuelo	**1.137 h**
Horas de vuelo en el tipo	**56 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Trabajos aéreos – Extinción de incendios**
Fase del vuelo	**Descarga de agua**

INFORME

Fecha de aprobación	**23 de marzo de 2011**

[1] La referencia horaria es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El helicóptero EUROCOPTER AS 350 B3 con matrícula F-GYBH y base en Rosinos (Zamora) participaba en las labores de extinción de un incendio en La Braña (León) como medio de apoyo. Los medios aéreos llevaban actuando cuatro días desde que se inició el incendio.

La orografía de la zona del incendio correspondía con un valle que transcurría de este a oeste con alturas medias entre 1.500 y 1.600 m. Los trabajos de extinción se estaban desarrollando en la zona más baja de la ladera norte del valle. La vegetación de la zona estaba compuesta por arbustos y monte bajo.

A la hora del incidente la temperatura exterior era alrededor de 30°, y el viento de dirección variable, predominando los de dirección norte y los del oeste, aunque en ocasiones también soplaban desde el suroeste.

El piloto había realizado un primer vuelo y a las 18:20 despegó de nuevo, transportando a una cuadrilla y un depósito de agua (helibalde). Voló hasta la zona del incendio y dejó en tierra a la cuadrilla. A continuación realizó varias descargas de agua sobre el fuego, cargando previamente en una cantera cercana.

Después cogió agua de nuevo en una laguna situada más al norte y a más altitud y acto seguido se dirigió al incendio. Como en las anteriores descargas realizó una pasada de oeste a este teniendo el fuego a su derecha y a la vista.

De acuerdo con la información facilitada por el piloto, durante la fase final de la descarga llevaba una velocidad indicada de 60 kt y volaba a una altura de aproximadamente 50 ft. En el momento en el que se estaba preparando para soltar la carga experimentó turbulencias y una fuerte descendencia que hizo que el helicóptero perdiera altura y entrase en una masa de humo.

Al percibir la descendencia, el piloto inició una maniobra evasiva virando hacia la izquierda, tirando del colectivo y actuando sobre el interruptor de suelta de agua con el objetivo de liberar peso y ganar altura.

No obstante, el piloto notó como el helicóptero se aproximaba excesivamente a la ladera de la montaña. Para evitar la colisión, actuó sobre el cíclico elevando el morro del helicóptero. Como consecuencia, la cola descendió, pasando muy cerca de unos matorrales y produciéndose el impacto de las palas del rotor de cola con algún objeto. El helibalde, que iba suspendido del gancho de carga, también golpeó contra una zona de piedras del terreno.

El piloto comentó que, en el momento de mayor proximidad con estos obstáculos, apreció una fuerte y súbita guiñada hacia la izquierda que controló con los mandos de vuelo. A continuación continuó con la maniobra evasiva manteniendo el control de la aeronave e informó a los demás medios aéreos presentes en el incendio de que abandonaba la zona para dirigirse a su base, que se encontraba próxima.

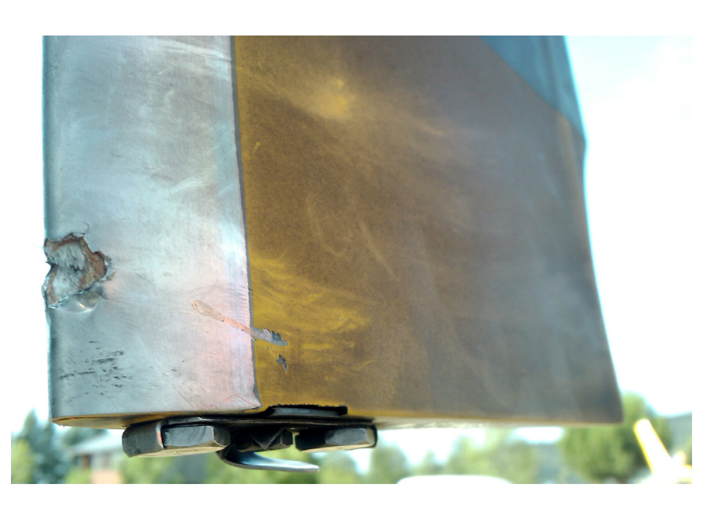


Figura 1. Daños en una de las palas

Durante el vuelo de regreso, no advirtió vibraciones ni indicaciones anormales en los instrumentos pero pudo comprobar por el espejo retrovisor que el helibalde se encontraba dañado.

Tras tomar tierra, realizó la revisión posterior al vuelo, comprobando que las palas del rotor de cola presentaban daños, los testigos de punta de pala estaban doblados y el helibalde presentaba desgarros y síntomas de haber sido arrastrado.

1.2. Información sobre el piloto

El piloto, de 25 años de edad, tenía licencia de piloto comercial de helicóptero CPL(H) y habilitaciones de tipo AS350/350B3 y agroforestal (solo para incendios) todas en vigor, al igual que el correspondiente certificado médico.

La habilitación de tipo AS350/350B3 la obtuvo después de realizar un curso teórico-práctico entre el 8 y el 15 de febrero de 2010 en el TRTO[2] del operador, que incluyó 5 horas de vuelo.

La habilitación agroforestal (solo para incendios) la obtuvo después de realizar un curso teórico de 81 horas (19 de ellas presenciales) entre el 19 de abril y el 12 de mayo de 2010 y otro práctico que incluyó 5 horas de vuelo más otra hora de pericia en vuelo.

Su experiencia previa al vuelo del incidente era de 1.137 h, de las cuales había realizado 56:50 h en el tipo, 1.075:05 h en el Robinson R-22, y 6 horas en el Robinson R-44.

[2] TRTO: «Type Rating Training Organization» (Organización para la enseñanza de habilitación de tipo según el apéndice al JAR FCL 1.055)

1.3. Información sobre la aeronave

El AS350 B3 es un helicóptero mono-turbina con un peso máximo al despegue de 2.250 kg y capacidad para un piloto y 5 pasajeros. Su uso está muy extendido en operaciones contraincendios.

La unidad del incidente había pasado las correspondientes revisiones de mantenimiento y contaba con 2.600 h de funcionamiento desde su fabricación. Su certificado de aeronavegabilidad estaba en vigor.

2. ANÁLISIS

En las zonas de montaña los cambios meteorológicos se producen con más rapidez e imprevisión.

Los gradientes térmicos consecuencia de la orografía irregular provocan movimientos del aire por convección, dando lugar a corrientes ascendentes y descendentes que a su vez originan turbulencias.

En el entorno de los incendios estos fenómenos se acentúan como consecuencia de las altas temperaturas que el aire alcanza en las proximidades de las llamas y los fuertes gradientes térmicos asociados.

En este caso el incendio se desarrollaba en el fondo de un valle con orientación este-oeste y con vientos que, aunque cambiantes, eran predominantemente de componente norte. Por tanto, el viento incidía mayoritariamente con dirección perpendicular a la cuerda de las montañas que forman el valle, favoreciendo la formación de turbulencias.

El piloto, si bien tenía una experiencia dilatada como piloto de helicóptero, esta se había adquirido únicamente en una aeronave cuyo manejo es mucho más básico que el helicóptero en el que estaba volando, en el cual su experiencia era escasa.

Lo mismo se puede afirmar respecto a las horas que había volado como piloto agroforestal dedicado a la extinción de incendios y respecto a su experiencia en vuelos en zonas de montaña. Es por tanto probable que no estuviera familiarizado con fenómenos meteorológicos de tipo turbulento como el que experimentó ese día.

Cuando la turbulencia le sorprendió el piloto elevó el colectivo, pero cuando advirtió que se aproximaba excesivamente a la ladera de la montaña retrasó el cíclico hacia atrás y consiguió elevar el morro del helicóptero evitando impactar contra el terreno, pero haciendo a la vez que la cola descendiera.

En su descenso el rotor de cola tocó algún objeto lo que probablemente redujo momentáneamente su efectividad como compensador del par del rotor principal. Esto podría explicar la fuerte guiñada a izquierdas que el piloto percibió.

Lo deseable hubiera sido realizar una maniobra que evitase el descenso de la cola. Esto se consigue elevando ligeramente el colectivo, y luego desplazando la palanca del cíclico suavemente hacia atrás. De esta manera el helicóptero hubiera elevado el morro pero sin bajar la cola.

El hecho de que los daños en las palas no se localizaran en la puntas indicaría que probablemente no golpeó contra el terreno, sino contra otro objeto que tal vez pudo ser la cadena del helibalde.

3. CONCLUSIONES

El helicóptero golpeó con las palas del rotor trasero contra algún objeto, que pudo ser la cadena del helibalde, durante la maniobra que realizó el piloto para alejarse de la ladera de la montaña tras una brusca e imprevista pérdida de altura.

Se considera como factor contribuyente la reducida experiencia del piloto tanto en el tipo como en vuelos en zonas de montaña.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Viernes, 26 de septiembre de 2010; 11:53 h local**[1]
Lugar	**Aeropuerto de Melilla**

AERONAVE

Matrícula	**EC-JXL**
Tipo y modelo	**CIRRUS SR22 GTS**
Explotador	**Privado**

Motores

Tipo y modelo	**CONTINENTAL IO-550 N**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**50 años**
Licencia	**Piloto privado de avión – PPL(A)**
Total horas de vuelo	**161 h**
Horas de vuelo en el tipo	**105 h**

LESIONES

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			**2**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**Baliza de borde de pista**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Placer – Privado**
Fase del vuelo	**Aterrizaje**

INFORME

Fecha de aprobación	**28 de abril de 2011**

[1] La referencia horaria del informe es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El avión CIRRUS SR22 GTS con matrícula EC-JXL despegó del aeropuerto de Granada (LEGR) a las 10:55 y se dirigió al aeropuerto de Melilla (GEML) para realizar un vuelo privado con cuatro personas a bordo.

El piloto volaba acompañado de otro piloto más experimentado, sentado a su derecha.

De acuerdo con la información facilitada por la tripulación, se incorporaron al tramo final del circuito de la pista 33 del aeropuerto de Melilla a las 11:50 con una visibilidad de más 10 km, nubosidad parcial a 3.000 ft y llevando el avión configurado para el aterrizaje completamente estabilizado.

Antes del aterrizaje, los servicios de control les reportaron viento de cara ligeramente variable con una pequeña componente desde la izquierda.

El piloto inició la maniobra de recogida cuando se encontraban sobre el umbral, produciéndose un primer contacto con la pista.

El avión se elevó ligeramente después del contacto, y el piloto inició la maniobra de «motor y al aire» siguiendo las instrucciones del piloto más experimentado.

A continuación, el piloto cortó gases con el propósito de realizar un segundo intento de aterrizaje, porque consideró que todavía disponían de suficiente longitud de pista. El avión tocó por segunda vez contra el suelo y se desestabilizó.

En ese momento el acompañante, con mayor experiencia, intentó hacerse con el control del avión sin conseguirlo.

Finalmente, el avión se precipitó contra el suelo y se salió por el margen derecho de la pista hasta detenerse sobre la línea de borde de pista del lado derecho, quedando a una distancia aproximada de 620 m del umbral de la pista 33.

Toda la maniobra fue seguida desde la torre de control del aeropuerto por los controladores de servicio, cuya descripción de la trayectoria y movimientos del avión coincidió con la de la tripulación.

Los ocupantes resultaron ilesos y abandonaron el avión por sus propios medios.

En la figura 1 se puede ver un croquis con la trayectoria descrita por el avión.

La aeronave sufrió el colapso de la pata derecha del tren, y daños en la pata delantera, en la hélice y en el plano derecho que afectaron principalmente al flap como se puede ver en las imágenes de la figura 2.

El piloto tenía licencia de piloto privado de avión PPL(A) desde noviembre de 2006, y contaba con una experiencia de 161 h de vuelo, de las cuales 105 h las había realizado en el tipo. Tenía la licencia y el certificado médico en vigor.

El acompañante tenía la licencia de piloto comercial de avión, CPL(A), desde mayo de 2005 y contaba con una experiencia total de 970 h de vuelo, de las cuales 270 h las había realizado en el tipo. También tenía la habilitación para vuelo instrumental IR(A) y habilitación de instructor de vuelo (FI(A). La licencia, las habilitaciones y el correspondiente certificado médico estaban en vigor.



Figura 1. Croquis del incidente

Figura 2. Daños producidos a la aeronave

Según los informes meteorológicos de aeródromo (METAR) inmediatamente anteriores a la hora del incidente la velocidad del viento oscilaba entre los 8 y 10 kt y su dirección aproximada era de 300° con variaciones entre 260° y 320°.

En ese intervalo de tiempo la visibilidad horizontal era buena, había nubosidad parcial en altitudes superiores a los 2.400 ft y nubosidad escasa entre 1.000 ft y 2.000 ft.

2. ANÁLISIS

Los datos de los informes METAR anteriores a la hora en la que se produjo el incidente confirmaron que la información proporcionada a la tripulación por los servicios de control del aeropuerto era correcta. Tenían viento de cara (entre 8 kt y 10 kt) con una pequeña componente desde la izquierda

Aunque la tripulación confirmó que iniciaron la aproximación final con el avión estabilizado, no se pudo confirmar con certeza si el piloto tuvo en cuenta la componente de viento que incidía desde la izquierda, la cual pudo generar cierta desestabilización en el último tramo de la aproximación. No obstante, las informaciones recabadas apuntan a que no se prestó especial consideración a la componente lateral del viento.

La causa probable por la que el avión se elevó después del primer contacto fue, por un lado, una velocidad excesiva y por otro, un sobremando del piloto en la recogida.

Una vez que el avión se elevó, el piloto de más experiencia requirió al piloto continuar con una maniobra de «motor y al aire», pero éste cortó gases e intentó completar el aterrizaje.

Después del primer contacto, es probable que el avión ya no tuviera velocidad suficiente por haber perdido energía y entrase en pérdida.

3. CONCLUSIONES

La causa probable del incidente fue la entrada en pérdida de la aeronave al cortar gases después del primer contacto con la pista, que provocó que el avión se precipitara al suelo de forma descontrolada.

Se considera factor contribuyente la descoordinación entre los tripulantes.

ADDENDA

Foreword

This Bulletin is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident object of the investigation, and its probable causes and consequences.

In accordance with the provisions in Article 5.4.1 of Annex 13 of the International Civil Aviation Convention; and with articles 5.5 of Regulation (UE) n° 996/2010, of the European Parliament and the Council, of 20 October 2010; Article 15 of Law 21/2003 on Air Safety and articles 1, 4 and 21.2 of Regulation 389/1998, this investigation is exclusively of a technical nature, and its objective is the prevention of future civil aviation accidents and incidents by issuing, if necessary, safety recommendations to prevent from their reoccurrence. The investigation is not pointed to establish blame or liability whatsoever, and it's not prejudging the possible decision taken by the judicial authorities. Therefore, and according to above norms and regulations, the investigation was carried out using procedures not necessarily subject to the guarantees and rights usually used for the evidences in a judicial process.

Consequently, any use of this Bulletin for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This Bulletin was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00:00	Hours:minutes
00 °C	Degrees centigrade
A	Amps
AESA	National Aviation Safety Agency
AFM	Airplane Flight Manual
A-h	Amp-hours
AIP	Aeronautical Information Publication
ALT	Inoperative alternator warning light
ARM	Armed
ARP	Aerodrome Reference Point
ATC	Air Traffic Control
ATS	Air Traffic Service
ATZ	Aerodrome Traffic Zone
CAMO+	Continuous Airworthiness Management Organizations
CAVOK	Current visibility, clouds and weather conditions better than prescribed values or conditions
cm	Centimeter(s)
CPL(A)	Commercial Pilot License
CPL(H)	Commercial Pilot License (Helicopter)
CTR	Control Zone
ELT	Emergency Locator Transmitter
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FH	Flight Hours
FM	Frequency Modulated
ft	Feet
h	Hour(s)
kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
LH	Left Hand
m	Meter(s)
MHz	Megahertz
MTOW	Maximum Take Off Weight
P/N	Part Number
PF	Pilot Flying
PNF	Pilot Not Flying
RA	Review Airworthiness
RCA	Air Traffic Regulations
S	South
SB	Service Bulletin
SRS	Search and Rescue Service
TMA	Terminal Control Area
TWR	Aerodrome control tower
UTC	Coordinated Universal Time
V	Volts
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VMC	Visual Meteorological Conditions
W	West

REPORT A-012/2007

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Sunday, 11 March 2007; 08:30 h UTC**
Site	**Cuatro Vientos Airport (Madrid)**

AIRCRAFT

Registration	**EC-EZY**
Type and model	**PIPER PA-28RT 201T**
Operator	**Aeromadrid**

Engines

Type and model	**TELEDYNE CONTINENTAL TSIO 360 FB**
Number	**1**

CREW

Pilot in command

Age	**63 years old**
Licence	**Commercial pilot license – CPL(A)**
Total flight hours	**28,069 h**
Flight hours on the type	**50 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**2**
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Signficant**
Third parties	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**General aviation – Instructional – Dual**
Phase of flight	**Initial climb after takeoff**

REPORT

Date of approval	**28 April 2011**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

Around 08:00 UTC[1] on 11 March 2007, a Piper PA28-201RT, registration EC-EZY, was preparing for its first flight of the day at the Cuatro Vientos Airport (Madrid). The crew attempted to start the engine using the aircraft's own starter system and electric battery without success. They later managed to start the engine with the aid of an external battery.

At 08:17 UTC the aircraft took off on a local VFR training flight with an instructor and a student onboard. Meteorological conditions were CAVOK with light winds and a temperature of 7 °C.

The student was the pilot flying. The takeoff was conducted to the west on runway 28. Before reaching point W on the visual approach chart, the crew noticed that they had lost all radio communications. They also realized that all of the flight instruments had stopped working. They immediately deduced that they were faced with a complete electrical failure and decided to return to the airport.

The captain and instructor took over the controls of the airplane as pilot flying, PF, and the student assumed the duties of the PNF. As the instructor later stated, they initiated the traffic procedure for flying with a communications failure. They departed the normal traffic circuit and flew south of the control tower at an altitude below 328 ft above the field.

Another aircraft in the airport circuit at the time noticed the aircraft's maneuver and informed airport control (TWR) that the aircraft in question was proceeding from point W at an altitude of 2,500 ft due to an unusual circumstance. All attempts made by the TWR to communicate with the aircraft by radio went unanswered.

When the TWR established visual contact with the aircraft, the controllers noticed how it was joining the failed communications circuit and that it was flying with the landing gear up. The airplane circled the circuit several times.

The TWR used flashing green lights to inform the pilot that the aircraft was cleared to join the pattern and land. The pilot interpreted the flashing, as opposed to a steady, green light as a warning that the landing gear was not properly configured for landing. He subsequently headed to the approach zone for runway 10, since the TWR had changed the runway in use after they had taken off. After several attempts to lower the gear and realizing that it had not lowered, the airplane landed on its belly at 08:32 and

[1] All times in this report are UTC (Coordinated Universal Time). To calculate local time, add one hour to the stated times.

came to a stop in the middle of the runway. TWR had already notified emergency personnel.

The crew was uninjured and able to evacuate the aircraft under its own power while rescue services provided aid and secured the aircraft. There was no fire.

The damage to the aircraft was mainly to the propeller and to the underside of the fuselage.

The runway was rendered inoperative for an hour and a half while the aircraft was removed from the flight strip.

1.2. Damage to aircraft

Some parts of the lower fuselage suffered abrasion damage. The propeller, which contacted the ground while rotating at low speed, was damaged, prompting an inspection of the engine.

1.3. Personnel information

The pilot in command and instructor had ample flight experience that totaled over 28,000 h, with some 80 h flown in the last 90 days. He had rested for 15 h prior to commencing his flight activity on that day. Of all his flight hours, about 50 had been on the aircraft type.

The student was completing the final hours of an integrated commercial pilot license CPL(A) course.

1.4. Aircraft information

The Piper 28RT-201T is an advanced single-engine training aircraft with retractable gear.

1.4.1. *Frame*

Manufacturer:	Piper
Model:	PA-28RT-201T
Production number:	28R-8231002
Registration:	EC-EZY

Airworthiness certificate:	No. 3124
Valid until	16-01-2008
MTOW:	1,315 kg

1.4.2. *Maintenance information*

Total flight hours	7,797 h

Last inspections made:

• Last 1000-h inspection	7,725 h
• Date of 1000-h inspection	19/06/2006
• Hours on 50-h inspection	7,776 h
• Date of 50-h inspection	1/03/2007

1.4.3. *Engine*

Manufacturer:	Teledyne continental
Model:	TSIO 360 FB
Serial number:	299862-R
Total hours:	1,260 h

The engine was installed new, along with its accessories, with 6,539 h on the aircraft.

The aircraft logbook shows that the airplane had been used an average of 16 minutes a day in the previous nine months, with each flight cycle lasting approximately 1:11 h.

1.4.4. *Characteristics of the landing system*

The aircraft has a retractable tricycle gear. A lever that can be selected either up or down controls the position of the legs, retracted or extended, by means of hydraulic actuators fed by pump.

A back-up system, if armed, lowers the gear automatically, regardless of the up or down position of the landing gear lever, when at a slow airspeed and low throttle. The system can be disengaged so as to enable the safe performance of certain maneuvers, such as slow flying, stalls and the like, without the maneuvers being upset by unexpected extension of the gear.

In the absence of electrical power, an emergency system allows the landing gear to fall by gravity.

Figure 1. Back-up gear lever

There is a back-up lever for the landing gear between the pilots' seats that regulates the operation of the automatic landing gear extension system. This lever has three positions:

- The "central or normal" position on this lever arms the automatic gear extension system.
- The "down" position emergency lowers the landing gear. This position opens valves in the hydraulic systems so that the fluid does not prevent or block the downward movement of the gear legs.
- The "override" position on the back-up gear lever disengages the automatic extension system. In this position, if electrical power is available, the position of the legs corresponds to the position selected on the landing gear lever. The back-up lever is locked in the override position via a locking pin. To release the lever so that it can be placed in the arm or emergency lower positions, the pin is unlocked by pulling up on the back-up gear lever, after which it can be moved into one of the other positions.

Issues involving the in-service operation of this airplane type prompted the manufacturer to issue Service Bulletin No. 866A, intended to remove and disable the automatic landing gear extender. Part II in this SB provided operating requirements for those operators that opted to leave this system in service.

According to a service bulletin compliance list compiled by the operator, SB 866A, Part II had been implemented on the accident airplane, though the date was not given.

Compliance with that part of the SB required including information on the operation of the airplane and of the landing gear retraction system in the Airplane Flight Manual. The same SB also required that pilots of this aircraft type be provided this information.

1.4.5. *Characteristics of the electrical system and its components*

The aircraft has an electrical power generating and storage system designed to supply the navigations, communications, lighting, gear extension and other systems. The electricity, produced by a generator and stored in a battery, provides starting power for the airplane's engine.

The engine ignition system is supplied by two magnetos that are independent of the electrical system.

The main components of the airplane's electrical system are:

1.4.5.1. Battery

The specific battery mounted on the accident airplane was a 12-V Gill (Teledyne Battery) G-35, serial number G02073139. The battery consists of six electrolytic cells. The manufacturer's manual specifies a nominal capacity of 23 A-h for this battery. In order to be considered airworthy, this battery, when fully charged, must be able to maintain a discharge current of 23A for one hour and a 40A current during the thirty minutes that an emergency might last. At the end of the test, the voltage in each battery cell must not be below 1.67 V, or 10V between the battery posts. If the battery cannot be charged to those levels, it cannot be considered operable. (See data sheet in Appendix 3.)

The manufacturer states that this battery type can last for several years from the initial installation if properly maintained, including tracking its charge condition and electrolyte levels and densities. An initial airworthiness test is required 800 h or 12 months following initial installation and operation, whichever comes first, and periodic tests every 400 h or six months thereafter. When the charge cycles during normal airplane use are short (less than one hour), the battery may not fully recharge following engine start operations, requiring a periodic charge in the workshop under controlled conditions. The battery manufacturer does not recommend bypassing the airplane battery on engine start by using an external battery or electricity source, since this could mask a low-charge condition that would render the battery incapable of supplying the necessary loads in the event of an emergency.

The airplane manufacturer's own maintenance manual, however, does allow the engine to be started with an external battery after the installed battery is disconnected. The

manual cautions that if the charge on the airplane battery is low, the charge current in this case will be high. Under these circumstances, the takeoff must not be initiated until the charge current drops to 20A.

1.4.5.2. Alternator

The engine-driven 12V, 60A nominal current and voltage alternator generates the current needed by the various airplane systems and for recharging the battery.

The alternator is coupled to the engine via P/N 635796, which consists of a gear attached to a slip clutch that is joined to the alternator axle. The elastomer of which the clutch is made allows the alternator axle to slip if the alternator seizes or when the drag on it is excessive, thus protecting the engine from more serious damage.

Teledyne Continental Aircraft Engine published SB 95-3B in 1995. The SB was subsequently revised in 2005, and specifies the performance of an initial slippage test for this coupling, followed by a periodic test every 500 airplane hours. The test specifies that the coupling, once removed from the airplane and subjected in the workshop to 100 inch-pounds of torque, must not slip.

According to information provided by the company, SB 95-3B was implemented on 2 February 2005 with 7,526 FH on the airplane, that is, 271 FH before the incident. Additional information provided by the company indicates that the alternator, which had been coupled to the power plant since the engine was installed with 6,539 FH on the airplane, had never been uninstalled. The temporary removal of the coupling for the performance of the test is not considered as an uninstallation per se; at any rate, it must be assumed that the component was manipulated during this procedure.

Figure 2. Engine-alternator coupling

1.4.5.3. Voltage regulator

The battery-powered voltage regulator supplies the alternator with the excitation current required for it to produce the electrical current demanded by the systems and to charge the battery.

1.4.5.4. Electrical system indications

The electrical system in the airplane has an ALT caution light that turns on when the airplane, powered by the battery, is not being supplied voltage by the alternator.

An ammeter at the alternator output measures all of the current produced and supplied to the various systems, including the battery charge current.

The magnitude of the current indicated by the ammeter and the demand of the connected loads can be used to deduce the alternator generating capacity and the battery charge current.

1.5. Communications

Communications between the crew and the control tower at the Cuatro Vientos Airport were interrupted as the aircraft neared point W on the visual approach chart. Another airplane that had observed the airplane deviate and return to the field reported these unusual maneuvers to the tower. All attempts made by ATS to communicate with the aircraft were unsuccessful.

Once the aircraft arrived at the communications failure circuit, controllers saw the aircraft make several circuits around the tower (the specific number could not be determined) with the gear retracted. Renewed efforts to communicate via radio also failed.

While the aircraft was flying in the communications failure area, controllers in the tower used a green light to signal the aircraft. They then switched to a red light in an effort to warn the crew of the inadequate position of the gear for the landing. The crew later stated that they saw the flashing green light, but not the red one.

1.6. Airport information

1.6.1. *General airport information*

The Cuatro Vientos Airport is to the southwest of the city of Madrid within an expansive terminal control area (TMA) that also includes the airports and aerodromes of Barajas,

Getafe, Torrejon and Casarrubios. The Cuatro Vientos Airport does not have its own CTR. Its airport transit zone (ATZ) is defined by a 3-km radius circle centered on the ARP, with a vertical limit of 600 m or the cloud ceiling elevation, whichever is lower. Appendices 1 and 2 show the AIP charts in use at the time of the incident.

The airport is used for civilian general aviation and military operations involving airplanes and helicopters on VFR flights. Only aircraft equipped with two-way radio transceivers are allowed to operate at the airport.

Cuatro Vientos has a 1500-m long runway whose thresholds are designated as 28 and 10. It is at an elevation of 2,269 ft. Parallel to and north of the runway there is a dirt runway that is closed to civilian traffic. The TWR and parking stand for civilian airplanes are at the south end of the field. The airport's traffic circuits, in a left-hand hand pattern for runway 28 and right for 10, are both located south of the field.

The communications failure procedure published in the AIP for the airport specifies that aircraft must always proceed from point S on the visual approach chart and enter the circuit as described in the diagram below:

Figure 3. Traffic circuit with communications failure at Cuatro Vientos

1.6.2. *Control tower information*

The control tower at the airport was placed in service in 2006. It is located approximately opposite rapid exit taxiway E-2, a third of the way down the runway from the 28 threshold.

The control stations in the tower are located on the side closest to the runway. On the date of the event, the ATS had a traffic control frequency and another frequency was being implemented for controlling ground movements.

The control room provides 360° views of the entire ATZ, though in order to see parts of the circuits to the south of the field, the controller must turn and look in a direction opposite to that which he would face when at his post and in which approach, takeoff and landing movements usually take place.

Figure 4. Location of Cuatro Vientos Airport

1.7. Tests and research

1.7.1. *Hangar inspection of aircraft*

The aircraft was inspected eight days after the accident in the hangar used by the training center and located in the Cuatro Vientos Airport. The airplane was on lifting

jacks and powered by a spare battery different from the one installed during the event. All of the remaining elements and components were the same as on the incident flight.

No damage was observed besides that resulting from the sliding of the aircraft on the runway and the propeller strikes.

Functional tests were carried out to emergency lower the landing gear and to lower and raise the gear normally using the electro-hydraulic system. These tests proceeded normally and did not reveal any faults.

The electrical generating system was inspected. The insulation and continuity were checked at various connecting points. No shorts or lack of continuity were found. The excitation voltage of the alternator was also checked, which yielded correct readings at the regulator connection point. The ALT alternator caution light and the system ammeter was functioning normally.

The AFM was not found inside the cockpit.

1.7.2. *Workshop inspection of electrical components*

The alternator and voltage regulator were removed from the airplane. The battery installed in the airplane during the incident was also inspected.

A check of these components in the workshop revealed the following:

- **Alternator.** The brushes showed normal wear and were properly insulated. The alternator produced electricity when it was installed and rotated directly on a test bench. However, when the coupling piece was subjected to the slippage tests described by the manufacturer in SB 95-3B, it was noted that the clutch slipped before a torque value of 20 inch-pounds was reached. A visual inspection revealed that the clutch was greased. Removing the grease and drying the oil with rags yielded slippage torques of 40 inch-pounds, still far from the 100 inch-pound value required to pass the test.
- **Battery.** A visual inspection revealed defects such as: a dent in one of the lower corners; sulfate build-up on one of the ventilation plugs; a bent positive post and cloudy electrolyte in one of the cells. The battery was subjected to a controlled charge and discharge process to test its operability. The result of the test was unsatisfactory, since the battery could only maintain a 20A discharge rate for 15 minutes before the voltage dropped below 10V. In order to consider the battery airworthy, it should have been able to supply that current for at least 60 minutes.

1.8. Statement from the pilot in command

No abnormal caution lights or ammeter readings were observed during engine start-up. He recalls that several attempts were required before the engine started turning under its own power.

After takeoff and before reaching point W on the visual approach chart, they noticed the failure of the communications and the general failure of the electrical system.

He immediately decided to return to the field and initiated the traffic procedure for a communications failure.

He saw the green light coming from the tower. He interpreted the flashing green light as a warning that the landing gear was not down. He did not see any red lights.

He asked the student to lower the landing gear. The student, who had with him a copy of the AFM, was not able to lower the gear.

The instructor did not take part in the efforts to lower the gear. Assuming that the gear was locked in the up position, he decided to land as quickly as possible.

Once committed to landing and before touching down, he feathered the propeller and disconnected the electrical system.

The crew did not check this aircraft's flight manual. The only copy onboard was the student's, and it was not for the aircraft being used.

1.9. Organizational and management information

1.9.1. *Airplane Flight Manual*

Different sections of the Piper Aircraft Corporation's manual for the PA-28RT-201T were reviewed, yielding the following findings:

- The emergency procedures for a failure of the electrical system provide indications for identifying and handling potential failures.
- It notes that a high ammeter current could be due to an abnormally low battery charge, though in that case the reading should start to decrease to normal values after five minutes.
- The loss of alternator output is indicated by a zero reading on the ammeter.
- A note cautions that if the battery is drained, the landing gear has to be lowered using the emergency procedure.
- The locking pin for the back-up landing gear lever that is mentioned in the system description (Section 7, page 7-7) is not referenced in the emergency procedures (Section 3, pages 3-7, 3-8, 3-12 and 3-16).

1.9.2. *Communications failure in Spain's RCA (Air Traffic Regulations)*

The failure of communications is considered in Spain's RCA in points 2.3.6.5.2 and 4.3.17.

In particular, a note before point 4.3.17 states that if the aircraft is equipped with a SSR transponder, it must be placed in Mode A, squawk 7600.

Point 4.3.17.6 specifies, among other things, that ATC will provide relevant information to other airplanes in the area.

In Appendix C, the RCA describes the following code for the use of aviation light signals:

Light	From the airport ATS	
	To aircraft in flight	To aircraft on the ground
Steady green (1)	Cleared to land	Cleared for takeoff
Steady red (1)	Give way to other aircraft and remain in the circuit	Stop
Flashing green (1)	Return to land (2)	Cleared to taxi
Flashing red (1)	Dangerous airport, do not land	Clear landing area
Flashing white (1)	Land at this airport and proceed to platform (2)	Return to point of departure in airport
Pyrotechnic red light	Disregard previous instructions, do not land for now	

(1) Directed at aircraft in question (see Figure C4-1).
(2) Clearance will be given in due time to land and taxi.

1.9.3. *Operations Manual and training center*

Points a.9 and b.2.1 of the Operations Manual specify that the current flight manual, checklists and pre-flight checks, normal and emergency operating procedures, etc., must be carried on the airplane.

Point b.2.4, on maintenance technical records, references the relevant records for limited life components.

As for the revalidation and renewal of flight instructor pilot ratings, point d.5 of the Operations Manual details the procedures for checking and verifying the proficiency of said instructors.

As of the approval date of this report, the training center, as well as its maintenance center, had ceased their activities.

2. ANALYSIS

2.1. History of the accident

The airplane, in the early hours of a relatively cold morning and after a period of moderate operational activity, was preparing to start up under its own power.

After several failed attempts to start the engine, it was finally started with the aid of an external battery connected in parallel.

The airplane's installed battery may have received some charge while it was connected to the external battery. Once the external battery was disconnected, the airplane's battery received practically no charge since, due to a failure of the piece that couples the engine to the alternator, the latter was unable to supply any current.

This coupling piece, the slip clutch, failed by allowing excessive slippage, which kept the alternator from turning and thus producing electricity to recharge the battery to adequate levels.

Upon taxiing, the airplane's systems, especially the intermittent radio transmissions to the TWR, started draining an already highly discharged battery. After takeoff, the operation of the electrically powered hydraulic pump to retract the landing gear would have discharged the battery even more, resulting in the complete failure of the electrical system.

The back-up landing gear lever would have been in the up, or "override" position to disable the automatic extension of the gear, as specified in SB 866A, or it might have been pulled up and locked then to prevent an untimely extension of the gear.

In this condition the airplane could have flown autonomously since the engine ignition relied only on its magnetos and the fuel flow was provided by an engine-driven fuel pump. The aircraft, however, lacked communications, navigation, lighting, stall warning, indicating, alarm and other systems. Even the landing gear position lights, which were not powered, would have been inoperative. As a result, the prudent course of action was to land as quickly as possible without taking actions that were premature or haste.

Since there was no electrical power to activate the hydraulic pump, prior to touchdown the landing gear had to be activated either through gravity fall or using the emergency method, assuming no additional problems arose during the extension.

The general and sudden failure of the electrical system was due to two faults, that of the alternator and of the battery.

- If the alternator had worked properly, then even if the battery had drained, electricity would have been supplied to meet onboard demands. Eventually the crew would have noticed that the current draw indicated by the ammeter was too high. Even limiting the loads connected to the electrical system would have revealed that all of the alternator output was being used by the battery.
- If the battery had been in good operating condition, the slippage failure of the alternator would have resulted in the ALT light energizing concurrent with a drop in the ammeter current reading to zero. From then on a fully charged battery would have guaranteed the operation of essential aircraft systems for at least 30 minutes.

2.2. Crew actions

In the seconds following engine start-up, if the crew knew that the battery charge was very low, it should have expected to see high initial charge currents, close to a nominal alternator output of 60A. The current monitored by the ammeter would have been expected to reach several dozen amperes over an extended period of time.

If the alternator had reached those values, it is very unlikely that the battery would have drained without the crew noticing the high current draw on the instrument. The aircraft quickly proceeded to take off. It is possible that the alternator light never went on, initially due to residual voltage in the alternator, which may have been loosely progressively coupled to the engine, and then, following the rapid drop in battery voltage, because the warning light would have been too dim to see.

After declaring the emergency, the pilot acted properly by taking the controls, deciding to return to the field to land following the communications failure circuit procedure.

The gear failed to lower despite repeated attempts by the student-pilot. Emergency lowering the gear was possible, as confirmed later during the hangar test. It may be concluded, then, that the student probably did not execute the procedure properly in terms of pulling the back-up gear lever upward in order to release the locking pin. Of note is the fact that the existence of a locking pin, or of the procedure for releasing it, is not mentioned in the emergency procedures or checklists.

The crew could have calmly persisted in their efforts to allow the gear to gravity fall. The crew could also have checked the updated documentation had it been available onboard.

With other airport traffic warned by radio and given the light wind conditions, the airplane was able to execute a good landing on runway 10 with the gear retracted without any further complications.

The lack of any reference to checking the airplane's own flight manual, which should have been onboard, is indicative that said manual may not have been present in the cockpit. Likewise, since the gear worked in emergency, as verified in the workshop, it may be inferred that neither crew member knew how to operate the system in emergency mode.

2.3. ATC actions

The signals provided to the airplane from the tower may have deviated from the procedures in Appendix C of the RCA, but they were effective in conveying ATC's awareness of the problems onboard and in confirming to the crew that the landing gear was improperly configured. The communications with the other aircraft in the visual traffic circuit alerted everyone, including the Tower, to the potential hazards of the situation facing them.

The procedure of having the tower use light signals to communicate with crews was normal in the past, though it has since fallen out of favor given the widespread use of radio equipment present onboard virtually every airplane. These light signals are still in effect, however, and can prove useful in incidents such as the one described herein. As such, both pilots and controllers should be reminded of these signals as part of their refresher training.

Of special interest during a loss of communications is the execution of the procedure to activate the transponder in Mode A, squawk 7600, as specified in the RCA. Although the aircraft was outfitted with this equipment, which now is required throughout the Madrid TMA, the equipment could not transmit following the loss of power.

2.4. Maintenance and organizational actions of the operator

The accident stemmed from the simple, internal fault of a clutch in the piece that couples the engine to the alternator axle. This fault prevented the alternator from generating current to supply airplane loads and charge the battery. The reason for the slippage in the coupling could not be determined, though the increased friction present after cleaning the oil that saturated the component is indicative of an improperly greased gear or of a failed seal.

A simple fault should not have caused such a generalized and sudden loss of electricity in the airplane. But in this case, the fault in the alternator operation coincided with a failure in the battery, which did not deliver sufficient emergency current over a reasonable length of time.

The inspection conducted after the event revealed defects in the battery such as dents, sulfate build-up, etc., but more than anything it highlighted the maintenance organization's lack of records regarding the operation, inspections and services made to that battery. The battery's maintenance schedule was tied to the airplane's inspection periods, but since this component may be installed, depending on warehouse availability, onboard other aircraft, compliance with the periods imposed by the manufacturer, and which ensure its airworthiness, cannot be confirmed. It was also not possible to determine its total time in service, since the initial date of use was not stamped on the battery.

The controlled charge and discharge tests conducted on the battery after the accident confirmed that it was inoperable prior to initiating the accident flight.

The closing of the maintenance center precludes the issuance of a Safety Recommendation directed at the maintenance organization along the lines that it update the procedures used to track battery life and maintenance so as to adapt the maintenance periods and procedures involving this component in keeping with the specific operating conditions at this operator (flight hours per cycle, inactivity periods, etc.) and with the procedures for starting the engine and monitoring the operability of the battery. An analysis of the aircraft logbook reveals that the airplane had been used an average of 16 minutes a day during the previous nine months, with cycles lasting approximately 01:11 hours per flight. This reduced activity could have affected the battery, reducing its capacity.

As for the handling of SB 866A, Part II, a review of the records of directives implemented by the organization shows that said bulletin had been complied with, though the records did not indicate the date.

Compliance with SB 866A, Part II, entailed attaching a specific portion of said SB to the AFM in effect, which is required to be onboard the aircraft, and to have trained pilots

in command of this airplane type to familiarize them with the limitations, operation and use of the landing gear extension systems.

The effectiveness of said compliance is questionable considering, first, the possible absence of the AFM from the cockpit; and secondly, the events of the accident and the subsequent tests conducted on the airplane, which suggest a possible lack of knowledge of the exact procedure for emergency lowering the gear. The termination of the operator's activity precludes the issuance of a safety recommendation aimed at resolving these deficiencies.

2.5. Flight manual considerations

The implementation of service bulletin SB 866A allowed operators to maintain or remove the original automatic gear extender. Compliance with the Part II of the SB includes reviewing and understanding operation with said system engaged and including a copy of the bulletin in the flight manual.

Nevertheless, as indicated in Section 1.10.1, it was noted that the locking pin on the back-up gear lever, which is referred to in the system description (Section 7, page 7-7), is not mentioned in the emergency procedures (Section 3, pages 3-7, 3-8, 3-12 and 3-16).

As a consequence, a reference to the locking pin should be included in Section 3 of the aircraft flight manual so that its function is not overlooked, which would make lowering the gear difficult or impossible. A safety recommendation is thus issued to the Federal Aviation Administration (FAA) to modify said manual.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The aircraft had a valid airworthiness certificate.
- The pilot in command had a valid license and was qualified for the flight.
- The aircraft initiated the VFR flight under ideal VMC with adequate visibility and sky conditions, light winds and a temperature of 7 °C.
- The initial engine start was problematic, requiring the aid of an external battery.
- The airplane taxied and proceeded to take off from runway 28 at Cuatro Vientos in the early morning hours.
- Shortly after takeoff and with the landing gear retracted, a complete failure of the electrical system occurred.
- The aircraft, the transceiver in which was rendered inoperable by the electrical failure, returned to the field and initiated a communications failure traffic pattern.

- The aircraft approached the tower and flew in its proximity with the gear retracted.
- The Tower had already been alerted by other traffic that had seen the accident airplane's maneuvers.
- Given the impossibility of radio communications, the Tower resorted to green, and then red, flashing lights in an effort to warn the crew that its landing gear was still retracted.
- The landing gear could not be operated normally due to the lack of electrical power in the airplane.
- All efforts by the student pilot to emergency lower the gear proved unsuccessful.
- The aircraft landed on its belly and came to a stop in the middle of the runway.
- The wheels-up landing resulted in damage to the aircraft's lower fuselage and to the propeller blades, which were turning slowly when contact was made with the ground.

3.2. Causes

The failure of the electrical system was due to the very low charge conditions present in the battery installed on the airplane and to the failure of the coupling for the engine-driven alternator, which could not supply any loads.

No mechanical reasons were found that would have precluded the emergency lowering of the gear. The inability to lower the gear was possibly due to the improper execution of the emergency gear extension procedure.

4. RECOMMENDATIONS

REC 09/11. It is recommended that the Federal Aviation Administration (FAA) modify the aircraft's flight manual to include in the emergency procedures pages 3.7, 3.8, 3.12 and 3.16 of the PA-28RT-201T Flight Manual on the gravity extension of the gear, and to reference the locking pin that is described in Section 7 of the manual, page 7.7.

Piper has accepted this recommendation, stating that the changes will be made in Section 3 of the flight manual.

APPENDICES

APPENDIX 1
Madrid-Cuatro Vientos airport chart

APPENDIX 2
Madrid-Cuatro Vientos approach chart

APPENDIX 3
Gill G-35 battery data sheet

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Tuesday, 11 November 2008; 10:30 local time**
Site	**Ibón de Miralles, Plan (Huesca)**

AIRCRAFT

Registration	**EC-KQI**
Type and model	**AS 350 B3**
Operator	**Heliswiss Ibérica**

Engines

Type and model	**TURBOMECA ARRIEL 2B1**
Number	**1**

CREW

Pilot in command

Age	**41 years old**
Licence	**Commercial Pilot License (Helicopter) (CPL(H))**
Total flight hours	**4,942:00 h**
Flight hours on the type	**2,112:00 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**2**
Passengers			**3**
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Signficant**
Third parties	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**Aerial Work – Commercial – Aerial Observation**
Phase of flight	**Approach**

REPORT

Date of approval	**23 March 2011**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Summary of flight

The flight schedule for the morning of 11 November consisted of transporting three specialists by helicopter to various dams situated on the southwest slope of Monte Possets, at an approximate elevation of 7,500 ft (2,300 m), to measure water levels and the condition of the retaining walls.

The helicopter took off with the pilot, a Heliswiss Ibérica technician sitting in the forward LH seat to aid the pilot, and the three specialists who were in the rear seat.

The first dam they inspected was the Ibon de Miralles dam, which comprises the lower part of a mountain cirque and whose retention wall faces north (Figure 1).

On the day of the event, the sides of the cirque, the retaining wall and the surrounding area were covered by snow and the surface of the water was frozen (Figure 2).

The helicopter reached and flew over said dam a few minutes before 10:30. The pilot reconnoitered the area from the air before deciding to land on the wall of the dam. He made the landing approach from the outer to the inner part of the cirque until he was hovering just above the retaining wall. Until then the helicopter's flight had been controlled, according to the pilot's statement.

Before landing, the crewmember accompanying the pilot in the LH seat normally opens the door on his side to check the area and inform the pilot of any possible obstacles located beyond the pilot's visual range, as well as to provide him with a precise indication of the height of the skids above the ground. On this occasion the technician was unable to use this method to gauge their altitude accurately when he looked vertically downward.

Figure 1. Aerial photo of cirque glacier and dam

Figure 2. Close-up of wall and wreckage on day of event

In these conditions, the helicopter descended from a hovering position and with a left tilt, impacting the ground and subsequently rolling over onto that same side. The main rotor blades struck the snow-covered surface and the helicopter came to rest on its left side.

The pilot stopped the engine, cut the fuel and electrical power and the occupants evacuated the aircraft via the right-side door.

Given the impossibility of making radio or telephone contact with the operator's support personnel or with the radio station at the shelter on Viados Mountain, they started to descend the mountain on foot.

After the event, the ELT emergency beacon activated and sent a message to search and rescue services, though the identifying information corresponded to that of another aircraft that neither Spanish nor French search and rescue services was able to identify.

1.2. Personnel information

The helicopter pilot held a valid license and extensive experience on the helicopter type and in mountain operations. He knew the area of the flight and had engaged in work to inspect dams before.

The other crewmember helped in rigging external loads and in hooking them up to the helicopter. During flights he was seated in the LH seat and guided the pilot on landings.

1.3. Aircraft information

The aircraft had been purchased in the first quarter of 2008. It had a valid airworthiness certificate and it had been serviced in accordance with its approved maintenance schedule.

The skids on the aircraft had been outfitted with skis to facilitate landing on snow-covered surfaces. It was also equipped with a 406-MHz KANNAD 406 AF/AF(H) emergency locator transmitter (ELT), which included the following components:

- A transmitter
- A platform installed on the helicopter to which to attach the transmitter by means of velcro straps.
- An external antenna with a cable and connector.
- A remote control panel, installed on the instrument panel, with a cable and connector.
- And a digital memory module connected to the remote control panel.

1.4. Meteorological information

The weather conditions, as reported by the pilot, were as follows: wind calm, 2 °C ambient temperature, cloud cover at 13,000 ft, above the mountaintops which were clear. He stated that the ambient light in the area was lead-colored.

The landing area was snow-covered and its surface was frozen to a depth of approximately 5 cm.

1.5. Communications

The crew had a hand-held radio for ground-to-ground communications on the FM band and for air-to-ground communications on VHF, as well as cellular phones.

1.6. Landing area

The pilot chose as the approach and landing point an area along the central part of the dam wall toward its western end. The wall was 8.5 m wide and 98 m long. On the day of the event, the snow on the wall rose to two different heights, being greater on the left side of the helicopter's flight path (see Figure 2).

Near the wall, outside the dam and behind the wreckage, there was a metal tower and a tree alongside it. The snow-covered surface was also more irregular in that area due to the shape of the terrain and to water that was flowing in a stream.

1.7. Wreckage and impact information

The approach was made from outside to inside the cirque, concluding in a low hover. The helicopter rolled over on its left side, coming to rest perpendicular to the wall.

The left skid, its ski and the partially open front left door were partly buried in the snow. The damage exhibited by the main rotor blades and the driveshaft to rotors indicates that the helicopter was under power when it reached the ground. The way that the structural parts, cowlings and engine links were twisted and broken are consistent with the aircraft's left side impacting the ground.

1.8. Survival aspects

All of the occupants were suitably dressed for a temporary stay on the mountain, but not to travel over terrain covered in deep snow.

The alert was activated at 12:05, when an employee of the company that had contracted the helicopter notified the Civil Guard that it had been out of contact with the helicopter and its occupants for over an hour and a half.

At 13:30, the crew of the Civil Guard helicopter, which had joined the search team, located the occupants uninjured.

The Palma Search and Rescue Service (SRS) received an emergency message transmitted by a 406-MHz beacon at 11:14. The information received pertained to a French aircraft of unknown registry, even to the French search and rescue team, and which did not match the records for any aircraft registered with a 406-MHz emergency aviation beacon.

1.9. Crew statements

The pilot reported that the approach was on a southerly course from the outside the cirque glacier to the inside. He reached the landing position without any problems but lost all external references as he initiated the descent, deciding then to abort the maneuver and take off, which is when the helicopter rolled.

The technician stated that he opened the door once the helicopter started hovering prior to landing. He leaned his head toward the skid but could not readily determine the height of the skids above the snow.

1.10. Whiteout phenomenon

A whiteout is an optical atmospheric phenomenon in which the observer appears to be engulfed in a uniform white glow resulting from the lack of contrast between a cloudy sky and unbroken snow.[1]

In said phenomenon, neither shadows nor the horizon nor clouds are distinguishable. All sense of depth and orientation is lost and only very dark and nearby objects can be seen. A whiteout occurs when there is a smooth blanket of snow under uniformly overcast skies in daylight conditions.

Canada's AIP (Aeronautical Information Publication), Section Air 2.12.7, describes how the brain perceives light as colors, brightness, shadows, etc. A common feature of all these elements is that they are modified by the direction of the light and by any changes in intensity. For example, when shadows are produced on one side, the light is

[1] As defined by the American Meteorological Society.

automatically assumed to come from the other side. Nature provides visual cues that aid in discerning objects and estimating distances. If those cues disappear, objects and obstacles become hard to recognize. Such is the case with a snow-covered surface when both objects and background exhibit a uniform white color. If in addition the sunlight is made diffuse by passing through a cloud layer, it is reflected equally in all directions, resulting in shadows disappearing into the uniform surface. The ground is thus stripped of all visual references, leaving the eye unable to clearly discern the surface or the relief of the terrain.

Pilots are often unaware that they are encountering this phenomenon, which makes a whiteout an extremely dangerous visual flight condition.[2]

When hovering under whiteout conditions, the pilot can lose all sense of depth and orientation and be unaware of the small, uncontrolled movements that may be made by the helicopter which place it at risk of impacting the ground. Under these conditions the recommended course of action is to take off using instruments.

In Spain, the conditions necessary for phenomena of this type are rare. The operator did not have a procedure for avoiding or exiting from whiteout conditions under visual flight.

1.11. Tracking of the programming of the ELT beacon installed on the helicopter

The manufacturer's manual for installing, operating and inspecting the Kannad 406 AF-H ELT describes among its components a dongle that is installed in the connector that joins the remote control panel to the ELT transmitter. The dongle is programmed with information on the aircraft in which it is installed.

The purpose of the dongle is to transfer identifying information from the aircraft to the ELT transmitter while connected to it if the ELT beacon's switch is in the armed (ARM) position (which places the unit in standby so that it activates in the event of an accident). On the ground, the ELT transmitter can be removed in the event of a fault or for maintenance, and a new identification code can be programmed into it.

The operator purchased the helicopter directly from the manufacturer, removed the ELT transmitter and sent it to an authorized shop to be programmed with the identifying data for EC-KQI. The dongle, which was left installed on the helicopter, was not programmed with the data for EC-KQI, and thus retained the identifying data that had been input previously. When the ELT transmitter was re-installed on the helicopter and the ARM switch was activated, the dongle sent its information to the ELT transmitter,

[2] Canada's Transportation Safety Board addresses the dangers of whiteouts in its report on the investigation into the accident of a Bell 212 helicopter, C-GMOH, which occurred on 30 October 2004 (Report Ref. A04C01990).

replacing the data for helicopter EC-KQI that had been programmed into the transmitter.

The manufacturer informs that prior to the delivery of an helicopter to a new owner, this one must give the helicopter new identification data to encode in a due manner the emergency locator transmitter Kannad. In case the new identification is not known before the aircraft delivery, the manufacturer downloads in the dongle only maintenance data which does not transmit a warning signal during flights performed by manufacturer flight crews.

The investigation also revealed that another operator that had contracted the same maintenance shop had encountered the same problem, which it managed to discover and solve by programming the proper identifying data into the dongle. The maintenance shop reported that it would inform those operators with which it works and which may be affected by this problem of the need to program the correct data into the dongles.

1.12. Information note issued by manufacturer Eurocopter regarding the encoding of Kannad emergency locator transmitter

The information note N° 2058-I-25 issued by Eurocopter on 15th October 2009, and addressed to all helicopters made by this operator, gives detailed information to the new owner so he can follow steps to obtain a correct encoding of the connection dongle and therefore of the ELT Kannad, with the object to avoid the decoding of ELT´s for all cases in which the helicopter has been delivered with maintenance data.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

2.1. Operational aspects

In the valley where the helicopter was flying, and given the white light conditions present, the entire surface near the water in the dam satisfied the conditions for a whiteout phenomenon, due to the snow cover on the slopes near the water, the frozen surface of the water and the snow atop the wall, all of which combined to make a uniformly white surface. At the tops of the mountain sides there were rocky outcroppings visible that interrupted the uniformity in the highest parts of the slopes.

The wind in the area and the capabilities of the helicopter allowed for an approach either in the direction taken by the pilot or from inside the cirque outward so as to land on the wall. The advantage of the second option lay in that it offered the pilot external visual references, such as the metal tower, the nearby tree and the irregular surface of the snow-covered surface, as described in Section 1.6 of this report.

The operator technician started to open the door once the helicopter was hovering, by which time the pilot may have already been affected by the whiteout phenomenon. As a result, the technician was unable to help the pilot regain stability of the helicopter.

The pilot reported that the approach to the hover point did not pose any problems. It was not until he reached that point that he realized he could not control the height above the snow-covered ground. Since he was also unable to maintain the helicopter stable, he decided to take off. It was then that the helicopter rolled over onto its left side.

The loss of control of the helicopter described above could have taken place when the pilot lost the external references that aided him in judging the distance to the snow-covered surface and in keeping the helicopter stable. The loss of external references could have resulted from the whiteout conditions that enveloped the pilot.

The helicopter could have rolled over due to the torque produced as the helicopter, which was moving uncontrollably to the left, was stopped when its left skid and ski impacted snow that was at a higher level.

The rotors were under operating power at all times, consistent with the damage described in Section 1.7 of this report.

Recent years have seen a significant increase in the amount of aerial mountain activities besides aerial work, such as the use of helicopters for sport tourism or in support of civil protection services. Knowledge of the whiteout phenomenon on the part of operators and crews would facilitate the fast identification of said phenomenon.

2.2. ELT beacon

Given the elevated number of false alerts sent by emergency beacons and received by search and rescue services, it is vital that all messages be properly verified. The new COSPAS SARSAT system together with the implementation of 406-MHz beacons lets search and rescue services identify the aircraft issuing the message and allows for faster verification of any alert.

Therefore, so as to enable search and rescue services to properly identify and assess the nature of the emergency, beacons must issue appropriate signals, meaning they must be correctly configured and programmed.

In this case, search and rescue efforts were not undertaken due to the confusion arising from the identification of the aircraft. Moreover, the investigation revealed that programming errors could affect other operators that have similar emergency beacons installed on their aircraft and that these problems might not be easy to detect. As a

result, a safety recommendation is issued to Spain's National Aviation Safety Agency (AESA) that it inform operators of the installation and operational characteristics of these devices so as to provide search and rescue services with correct information in the event of an activation.

3. CAUSES

The accident was caused when the loss of external references caused the pilot, who was engulfed in whiteout visual conditions, to lose control of the helicopter's stability.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 07/11. It is recommended that the National Aviation Safety Agency (AESA), in the requirements for the issue of authorizations to aerial work operators, include specifically crews training on the spatial disorientation phenomenon and, particularly to those operators intending to perform activities in periodically or permanent snowed mountains, training on "whiteout" phenomenon.

REC 08/11. It is recommended that the National Aviation Safety Agency (AESA) use the Review Airworthiness (RA) procedures, either conducted by AESA itself or by duly authorized Continuous Airworthiness Management Organizations (CAMO+), to ensure that a check is made of the Emergency Locator Transmitter (ELT), which must be operative and correctly coded.